

**Titre:** Fabrication de panneaux auto-raidis par injection flexible  
Title:

**Auteur:** Mouhcine Rifay  
Author:

**Date:** 2010

**Type:** Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

**Référence:** Rifay, M. (2010). Fabrication de panneaux auto-raidis par injection flexible  
[Mémoire de maîtrise, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie.  
Citation: <https://publications.polymtl.ca/469/>

## Document en libre accès dans PolyPublie

Open Access document in PolyPublie

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/469/>  
PolyPublie URL:

**Directeurs de recherche:** François Trochu  
Advisors:

**Programme:** Génie mécanique  
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

FABRICATION DE PANNEAUX AUTO-RAIDIS  
PAR INJECTION FLEXIBLE

MOUHCINE RIFAY

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE  
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION  
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES  
(GÉNIE MÉCANIQUE)

DÉCEMBRE 2010

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

FABRICATION DE PANNEAUX AUTO-RAIDIS PAR  
INJECTION FLEXIBLE

Présenté par : RIFAY Mouhcine

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées  
a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. BARON Luc, Ph.D, président

M. TROCHU François, Ph.D, membre et directeur de recherche

M. MAYER René, Ph.D, membre

## DÉDICACE

À MON DÉFUNT PÈRE, MA MÈRE, MES ENFANTS ET TOUTE MA FAMILLE.

« *Le génie commence les beaux ouvrages, mais le travail seul les achève.* »

*[Joseph Joubert]*

## REMERCIEMENTS

Tout d'abord je tiens à exprimer ma grande gratitude à mon professeur et directeur de recherche Dr. François TROCHU, qui m'a permis de revenir sur le banc d'école, après 12 années de travail dans l'industrie, pour sa générosité, sa patience, ses conseils judicieux et sa grande motivation pour les matériaux composites.

Je voudrai aussi remercier le professeur Eduardo Julian Antonio RUIZ pour sa disponibilité, son goût de l'innovation scientifique, son soutien et ses encouragements tout au long de mon travail au sein du groupe.

Un grand merci, pour mon ami Paul Arthur TRUDEAU. Grâce à lui j'ai découvert le monde fascinant des composites. Il était d'un soutien permanent, une source inépuisable d'idée et de « trucs » ingénieux. Son expérience et son talent, ainsi que ses idées innovatrices ont largement contribué à mon apprentissage tout au long de ce travail.

Je tiens également à remercier Catherine BILLOTE pour ses interventions lors de la rédaction de ce mémoire. Mes remerciements vont aussi vers les stagiaires avec qui j'ai eu le plaisir de travailler : Jean-Philippe LACHANCE, Raffael BOGGENFELD et Adrien TOUZÉ. Mes collègues et camarades Philippe CAUSSE, François LEBEL et Alexandre Ferreira BENEVIDES

Finalement, je remercie Christian Charles MARTEL pour sa disponibilité et son aide pour la fabrication des accessoires du moule ainsi qu'à tous les membres du CCHP et tout spécialement Nadir KCHIT, Amir FANAEI et Mathieu SOLA.

## RÉSUMÉ

La fabrication des composites par injection flexible selon le procédé *Polyflex*<sup>1</sup> présente de nombreux avantages comparativement aux autres procédés tels que l'infusion ou l'injection en moule rigide (RTM). Des pièces à haute performance ayant un taux de fibres élevé et un faible taux de porosité (inférieur à 1%) peuvent être fabriquées avec ce nouveau procédé. De plus, la qualité de surface côté moule est très bonne. Le procédé *Polyflex* a donc été choisi pour ce projet, qui consiste à fabriquer une gamme de nouveaux composites autoraidis de type « sandwich ». Ceci répond à un besoin très répandu dans les industries automobile et aéronautique.

L'objectif général de cette maîtrise est de développer une nouvelle méthode de fabrication de panneaux « sandwich » par injection flexible. À cette fin, plusieurs éléments devront être mis en place dont la procédure de fabrication du composite par injection. L'évaluation de la performance du procédé selon des résultats d'uniformité d'épaisseur des pièces, la présence ou non de zones sèches ou riches en résine, ainsi que le taux de porosité local. Sur le plan mécanique, les pièces fabriquées seront évaluées suivant des critères de performance tels que la rigidité en flexion, la résistance de l'écrasement de l'âme du « sandwich », l'épaisseur et le poids comparativement à une pièce composite standard.

Afin d'assurer la qualité de la pièce composite, un point capital devra être considéré, soit la préparation de la préforme avant son insertion dans le moule. Ce projet de recherche aura donc également pour objectif d'étudier les méthodes de préformage des renforts « sandwich » et d'analyser la relation entre le préformage et la qualité des pièces fabriquées. Le travail prévu comprend une série d'essais expérimentaux destinés à fabriquer deux types de pièce :

- 1) plaques composites de 400 x 140 x 3 mm renforcées par une nervure centrale simple sous forme d'oméga;
- 2) plaques composites de 600 x 600 x 3 mm renforcées par deux nervures disposées en croix au milieu.

Le travail comprend différentes étapes dont voici une brève description :

---

<sup>1</sup> En instance de brevet.

## **Choix des matériaux**

Le renfort est composé de fibres de verre de type E TG-54-N non serti, cousu, de la compagnie JB-Martin (voir annexe 1). La résine choisie, est une époxy bicomposante de la compagnie Lindau Chemicals, (voir annexe 1). Dans le but d'optimiser l'injection de la résine sur le renfort selon le procédé *polyflex*, il est important de réaliser une étude de la rhéologie de la résine. Ceci permet de définir les plages de température du moule et de la résine pendant l'injection. Enfin, la connaissance du comportement du renfort en compaction cyclique ou statique a une influence directe sur le choix de la pression et du type de compaction requis. Le comportement élastique du renfort et sa capacité de drapage seront aussi évalués afin d'adapter au mieux le tissu utilisé à la géométrie des pièces fabriquées.

## **Choix de l'âme**

Les différents types de matériaux utilisés dans les secteurs de l'automobile et de l'aérospatial pour fabriquer des âmes « sandwich » seront évalués de même que deux autres types de matériaux à base d'époxy développés au cours de cette étude : la mousse syntactique et « Expancell ». Le choix des inserts<sup>2</sup> dépend de leur densité et de leurs propriétés mécaniques. Le comportement en compression et en flexion devront entre autre être mesuré et un moule sera spécialement conçu pour fabriquer les âmes en Oméga<sup>3</sup>. Enfin, le matériau le plus approprié sera recommandé. Dans le cas d'un matériau acheté, une opération d'usinage sera nécessaire afin de lui donner la forme requise, soit un simple Oméga ou une croix.

## **Préformage des renforts**

Une nouvelle approche rapide et efficace par rayonnement ultraviolet sera explorée pour préformer les renforts en fibres de verre. Cette méthode présente des avantages importants pour la fabrication à haut volume de composite. Plusieurs types de liant seront évalués. Par ailleurs, une étude comparative avec les méthodes conventionnelles de préformage, telle l'utilisation du four à convection avec la résine époxy, sera réalisée afin d'évaluer quantitativement les avantages de cette nouvelle approche.

---

<sup>2</sup> Âme du sandwich

<sup>3</sup> Forme du raidisseur

## **Phase d'injection**

Les principaux paramètres de fabrication comme la pression et la température d'injection et la pression de compaction seront validés pendant cette étape. L'objectif est de fabriquer des pièces avec un taux de fibres supérieur à 50% et un taux de porosité inférieur à 1%.

## **Compaction**

Deux stratégies de consolidation du composite seront étudiées. La première consiste à compacter les pièces du côté plat du moule; la seconde vise à compacter le composite du côté de la nervure. Le choix des pressions de compaction utilisées sera fondé sur l'étude du comportement élastique en compaction des fibres.

## **Analyse de performance**

L'analyse des pièces produites sera faite selon la norme ASTM ou selon des procédures établies pour ce projet. L'évaluation des taux de porosités et de fibres sera effectuée selon les procédures adoptées par la Chaire sur les composites à haute performance (CCHP). L'uniformité de l'épaisseur sera évaluée à la fois, localement et globalement. Deux zones principales seront visées par cette analyse : la partie plate et au voisinage de l'insert. Une étude approfondie sera menée sur l'aspect final de la pièce, le fini de surface, l'intégrité géométrique, et la détection de zone riche ou pauvre en résine.

## ABSTRACT

The production of composites using the patent pending flexible injection technology called "Polyflex" can produce high performance composites with high fiber volume fractions and low void contents, (less than 1%). In addition, the surface quality on the mold side of the part is generally very good compared to other processes such as infusion or Resin Transfer Molding (RTM), due to the continuous application of pressure, up to 10 bars, during curing. For these reasons, flexible injection will be used to develop a new procedure to fabricate stiffened "sandwich" panels using integrated three-dimensional cores. These integrated sandwich structures offer an opportunity to simplify the design of complex and large structures by reducing the number of components and manufacturing steps. As a result sandwich structures are becoming widely used in the automotive and aerospace industries.

The objective of this study is to develop a new manufacturing method of self-stiffened composite panels using flexible injection. To assess the quality of manufactured parts, their performance will be characterized using the following criteria: thickness uniformity, presence or absence of dry spots and resin-rich zones and void content analysis. Some of the key mechanical properties will be evaluated, such as stiffness and compressive strength of the core.

A crucial stage that governs the quality of composite parts made by resin injection through fibrous reinforcements is the preparation of the preform. This research project will therefore also study preforming methods, and analyze the relationship between the preform and the quality of the final part.

The planned work includes a series of experimental tests designed to produce the following plates:

1. Composite plates of size 400 x 140 x 3 mm reinforced with a centrally located Omega feature.
2. Composite plates of size 600 x 600 x 3 mm reinforced with a more complex crossed Omega feature.

The work involves various steps as described below:

## **Material selection**

The reinforcement is a glass fiber type E TG-54-N non-crimped, stitched mat supplied by JB Martin (see Appendix 1). The resin is a two component anhydride epoxy system developed by Lindau Chemicals (see Appendix 1). In order to optimize the injection of the resin according to *polyflex*, a rheological study of the resin will be conducted. This will help to identify the optimum temperature ranges for the mold and resin during injection. Finally, understanding the behavior of the fibers during cyclical or static compaction will have a direct influence on the requirements for optimum consolidation. The elastic behavior of the preform and the ability of the reinforcement to be draped on a complex surface will be also evaluated

## **Core**

Different types of core materials commonly used in the automotive and aerospace sectors will be assessed. Other materials such as expanding microspheres manufactured by AkzoNobel called Expance and hollow glass microspheres manufactured by 3M will also be used to manufacture the foamed cores. The choice of the inserts is based on the density and mechanical properties. A mold will be designed and manufactured to produce the Omega shaped samples. In the case of pre-manufactured core materials, the desired shape will be achieved by machining.

## **Preforming method**

A new and rapid curing method will be developed to manufacture the fiber glass preforms using ultra-violet radiation. A liquid binder formulated with urethane acrylates and a photoinitiators will be used to bind the fibers together. This method should offer significant advantages for high volume preform manufacturing. Several types of binders will be formulated and tested. In addition, a comparative study will be conducted with preforms manufactured by conventional thermal curing methods.

## **Injection phase**

The main process parameters such as pressure and the temperature and injection pressure of the compaction fluid will be validated during this step. The aim is to produce composite pieces with fiber contents greater than 50% and void contents less than 1%.

## **Compaction**

Two strategies of composite consolidation will be studied. The first is to compress the parts of the flat side of the mold; the second one consists of compressing the composite from the core side. The choice of compaction pressures is based on the consideration of elastic behavior in compaction of the fibers used.

## **Analysis**

The analysis of the test samples will follows established procedures. The evolution of the fiber volume and void contents is based on procedures adopted by the CCHP. Thickness variations across the samples are assessed both locally and globally. Two locations will be analyzed: the flat area of the part, and around the Omega insert. A thorough investigation will be conducted on the surface quality of the pieces in terms of surface finish, geometrical integrity and detection of rich or poor zones.

## TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE.....	III
REMERCIEMENTS .....	IV
RÉSUMÉ.....	V
ABSTRACT .....	VIII
TABLE DES MATIÈRES .....	XI
LISTE DES TABLEAUX.....	XIV
LISTE DES FIGURES .....	XV
LISTE DES ANNEXES.....	XX
CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 2 CHOIX ET CARACTÉRISATION DES COMPOSANTES .....	5
2.1    Matériaux composites et mise en œuvre .....	5
2.1.1    Matrice .....	6
2.1.2    Renfort.....	6
2.2    Choix de la géométrie de l'âme.....	7
2.2.1    Situation actuelle .....	8
2.2.2    Revue des formes existantes .....	11
2.3    Fabrication par injection flexible .....	13
2.3.1    Stratégie de compaction .....	13
2.4    Conclusion.....	14
CHAPITRE 3 PRÉFORMAGE PAR RAYONNEMENT ULTRAVIOLET.....	15
3.1    Objectif.....	15
3.2    Principe de fonctionnement du système de cuisson UV .....	15
3.3    Mise en œuvre .....	17

3.3.1	Calibration du système .....	17
3.3.2	Fabrication des préformes .....	22
3.4	Évaluation de l'influence des adhésifs .....	24
3.4.1	Analyse visuelle des laminés.....	26
3.4.2	Essais mécaniques .....	28
3.4.3	Résultats .....	29
3.5	Conclusion.....	31
<b>CHAPITRE 4 DÉVELOPPEMENT DU MATÉRIAUX DE L'ÂME.....</b>		<b>33</b>
4.1	Introduction .....	33
4.2	Matériaux .....	33
4.3	Évaluation de la concentration optimale des microsphères. ....	34
4.3.1	Caractérisation thermique de la résine en M-DSC.....	37
4.3.2	Caractérisation rhéologique de la résine .....	40
4.4	Etude des microsphères de type Expancell .....	42
4.4.1	Préparation des échantillons.....	42
4.4.2	Résultats .....	44
4.5	Fabrication de l'âme.....	47
4.5.1	Analyse visuelle .....	48
4.6	Analyse des propriétés mécaniques.....	49
4.6.1	Matériaux .....	49
4.6.2	Méthodes d'analyses .....	50
4.7	Conclusion.....	59
<b>CHAPITRE 5 FABRICATION D'UNE PLAQUE AVEC UN RENFORT EN OMÉGA .....</b>		<b>60</b>
5.1	Introduction .....	60

5.2	Description du système <i>Polyflex</i> .....	60
5.2.1	Description du moule .....	63
5.3	Fabrication d'un panneau autoraidi en fibres de verre .....	65
5.3.1	Matériaux .....	65
5.3.2	Description du procédé.....	69
5.3.3	Fabrication.....	70
5.4	Résultats .....	71
5.4.1	Analyse des pièces fabriquées.....	73
5.5	Conclusion.....	90
CHAPITRE 6 FABRICATION DE PLAQUE RENFORCÉES AVEC DES RAIDISSEURS EN FORME DE CROIX .....		92
6.1	Équipement.....	92
6.2	Fabrication.....	95
6.2.1	Préformage .....	95
6.2.2	Injection.....	99
6.3	Résultats .....	101
6.4	Conclusion.....	109
CHAPITRE 7 PERSPECTIVES.....		110
CONCLUSION .....		114
RÉFÉRENCES .....		117
ANNEXES .....		119

## LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3-1: Calcul de la masse de résine à injecter en fonction du taux de fibres.....	26
Tableau 3-2 : contraintes pour une concentration de 1.5% d'adhésif .....	30
Tableau 3-3 : contrainte ultime pour une concentration de 3% d'adhésif .....	31
Tableau 4-1: Matériaux potentiels pour la fabrication de l'âme .....	33
Tableau 4-2 : Concentrations optimales et densités de la mousse pour les microsphères 3M.....	37
Tableau 4-3 : Tg et enthalpie de polymérisation pour les 3 échantillons.....	40
Tableau 4-4: Propriétés de différents types de microsphères de type Expancell .....	42
Tableau 4-5: Échantillons caractérisés .....	43
Tableau 4-6: Densité des échantillons A et du matériau d référence .....	45
Tableau 4-7: Résumé des essais mécaniques .....	53
Tableau 5-1: Paramètres de fabrication.....	70
Tableau 5-2 : Taux de vide calculé .....	77
Tableau 6-1 : Paramètres de fabrication des plaques autoraidies avec une croix au centre.....	99

## LISTE DES FIGURES

Figure 1-1: distribution du marché actuel des matériaux composites selon le type d'industrie.[2].2	
Figure 1-2 : industrie composite au niveau mondial.[2] .....	2
Figure 1-3 : répartition des procédés de fabrication selon le marché actuel des matériaux composites.[2] .....	3
Figure 2-1 : représentation schématique d'un composite de type sandwich.[4] .....	5
Figure 2-2 : propriété d'un laminé en fibre unidirectionnelle chargé en tension longitudinale.[5] .7	7
Figure 2-3 : fuselage du Boeing 787.[7] .....	8
Figure 2-4 : structure Omega fixée par collage.....	9
Figure 2-5 : assemblage par infusion. ....	9
Figure 2-6 : exemple de plaques assemblées: a) par infusion; b) par collage. ....	10
Figure 2-7 : série de photos des âmes Oméga prises lors du JEC2010.....	12
Figure 2-8 : compaction du côté plat de la pièce.....	13
Figure 2-9: compaction du côté nervuré de la pièce. ....	14
Figure 3-1: répartition du spectre ultra violet.[8].....	15
Figure 3-2 : principe général de fonctionnement d'un dispositif de cuisson aux rayons ultraviolets.[8] .....	16
Figure 3-3 : système de cuisson par rayonnement ultraviolet (LFIC).....	17
Figure 3-4: (a) appareil de mesure de l'intensité et du dosage du rayonnement «radiomètre»; (b) son positionnement lors de la prises des mesures. ....	18
Figure 3-5 : rayonnement selon la position du laminé : a) au niveau de l'intensité des radiations; .....	19
Figure 3-6 : variation du rayonnement en fonction de la vitesse du déplacement du chariot :.....	20
Figure 3-7 : variation selon le nombre de pli : a) de l'intensité; b) de la densité.....	21
Figure 3-8 : machine de découpe CNC (Lectra). .....	22

Figure 3-9 : application de l'adhésif par pulvérisation sur les renforts.....	23
Figure 3-10: montage de cuisson au rayonnement UV : a) avant; b) pendant .....	23
Figure 3-11 : photos des préformes obtenues.....	24
Figure 3-12 : diagramme de l'étude. ....	25
Figure 3-13 : plaque injectée : a) du coté moule; b) du coté membrane. ....	27
Figure 3-14 : variabilité du taux de fibres des plaques fabriquées.....	27
Figure 3-15 : disposition des échantillons selon deux directions.....	28
Figure 3-16 : montage d'un test de flexion 3 points sur l'appareil MTS. ....	29
Figure 3-17 : variation de la contrainte ultime en fonction de la concentration du liant dans la direction 0°. ....	29
Figure 3-18 : variation de la contrainte ultime en fonction de la concentration du liant dans la direction 90°.....	30
Figure 4-1 : moule conçu pour la fabrication d'âmes : a) model CATIA; b) moule en Aluminium. ....	35
Figure 4-2 : pièce fabriquée avec des microsphères 3M : a)avec 11% de K20; b) avec 24% de k20.....	36
Figure 4-3 : appareil de calorimétrie différentielle DSC, Q1000 TA Instrument. ....	37
Figure 4-4 : température de transition vitreuse ( $T_g$ ) de la référence polymérisée. ....	39
Figure 4-5 : flux de chaleur ( $HR$ ) généré durant la polymérisation de la référence. ....	39
Figure 4-6 : rhéomètre MCR 501 d'ANTON Paar. ....	41
Figure 4-7 : variation de la viscosité en fonction de la température. ....	41
Figure 4-8 : photographies des échantillons d'âme fabriqués avec les microsphères Expancell : présence de porosités sur les échantillons B et C.....	44
Figure 4-9 : échantillons d'Expancell à différentes températures et concentrations.....	46
Figure 4-10 : photographies de l'âme en Expancell.....	47

Figure 4-11 : découpe des pièces, 3M K1 (a), 3M K20 (b) .....	48
Figure 4-12 : exemples de matériaux : a) mousse syntactique; b) bois de balsa; b) Corecell.....	50
Figure 4-13 : montage du test de compression.....	51
Figure 4-14 : montage du test de flexion.....	52
Figure 4-15 : résistance en flexion pour le K20 de 3M.....	54
Figure 4-16 : rigidité en flexion selon le type de matériau. .....	54
Figure 4-17 : mesure de rigidité en compression du Rohacell WF 51.....	55
Figure 4-18 : rigidité en compression pour la géométrie selon le type d'échantillon.....	56
Figure 4-19 : essais de compressions du Corecell.....	57
Figure 4-20 : résistance à la rupture en compression. ....	57
Figure 4-21 : cycle du test de fluage à 8.3 Bar, 180°C pendant 3 heures. ....	58
Figure 5-1 : système de fabrication Polyflex (laboratoire des composites de Polytechnique (LCP)).....	61
Figure 5-2 : moule + système de contrôle (LCP). ....	61
Figure 5-3 : panneau de contrôle (c). .....	62
Figure 5-4 : système de compaction.....	63
Figure 5-5 : moule rectangulaire avec une nervure en oméga .....	64
Figure 5-6 : moule rectangle avec une cavité centrale: a) représentation CAD; b) photo du moule en acier. ....	64
Figure 5-7 : évolution de la viscosité et définition du temps de gel de la résine à 120°C. ....	65
Figure 5-8 : évolution de la viscosité en fonction de la température. ....	66
Figure 5-9 : courbe de relaxation du renfort. ....	67
Figure 5-10 : cycle de compaction du renfort. ....	68
Figure 5-11 : relation d'équilibre (Force/Vf) .....	68
Figure 5-12 : cycle de fabrication par polyflex.[9] .....	70

Figure 5-13 : détails du plan d'expérience .....	71
Figure 5-14 : plaque simple autoraidie.....	72
Figure 5-15 : détails des zones critiques dans les plaques fabriquées.....	72
Figure 5-16 : graphe de variabilité de l'épaisseur des plaques autoraidies.....	74
Figure 5-17 : variabilité de l'épaisseur dans une plaque simple. ....	75
Figure 5-18 : graphique de variabilité du taux de fibre.....	75
Figure 5-19 : position des échantillons pour l'analyse du taux de vide. ....	76
Figure 5-20 : montage des essais en flexion 3 points: a) oméga; b) oméga-inv. ....	78
Figure 5-21 : mode de rupture plaque Oméga.....	79
Figure 5-22 : processus de rupture de la plaque Oméga. ....	79
Figure 5-23 : mode de rupture de la plaque Oméga.....	81
Figure 5-24 : découpe d'une plaque Oméga après rupture. ....	82
Figure 5-25 : mode de rupture des plaques Oméga-inv. ....	83
Figure 5-26 : répartition des contraintes sur une forme asymétrique.[12] .....	84
Figure 5-27 : déformation de la plaque. ....	85
Figure 5-28 : mode de déformation d'une plaque simple. ....	86
Figure 5-29 : montage réalisé pour l'essai de tension.....	87
Figure 5-30 : mode de rupture des échantillons sous une charge en tension. ....	87
Figure 5-31 : stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°.....	88
Figure 5-32 : courbes de tendance des trois modes de chargement (Oméga, Oméga-inv et plaque simple).....	89
Figure 5-33 : rapport de force /masse.....	90
Figure 6-1: système d'ouverture et de fermeture du moule avant modification. ....	92
Figure 6-2 : la structure de fabrication après modification .....	93
Figure 6-3 : équipement de fabrication : a) membrane fermée; b) ouverte.....	94

Figure 6-4 : étapes de fabrication d'une préforme. ....	95
Figure 6-5 : trois préforme avec trois types de tissu : a) E-glass Barrady, b) S2 Sentinal,.....	97
Figure 6-6 : défaut dans les préformes : a) à l'extrémité, b) au centre.....	97
Figure 6-7 : préforme avec le tissu de JB-martin. ....	98
Figure 6-8 : étapes de fabrication : a) moule ouvert avec préforme; b) moule fermé.....	100
Figure 6-9 : plaque autoraidie avec le tissu E-glass Baraday : a) du côté membrane; b) du côté moule.....	101
Figure 6-10 : détails des deux zones de la plaque : a) zone1; b) zone 2. ....	101
Figure 6-11 : détail de la zone (3) coté membrane.....	102
Figure 6-12 : détail de la deuxième pièce. ....	103
Figure 6-13 : position des coupes A-A et B-B et la position des points de mesure. ....	104
Figure 6-14 : courbe de variabilité de l'épaisseur. ....	104
Figure 6-15: coupe A-A. ....	105
Figure 6-16 : pièce fabriquée avec le tissu de JB Martin : du côté membrane (a), du côté moule (b). ....	106
Figure 6-17 : détails des zones critiques du côté membrane.....	107
Figure 6-18 : détail du panneau du côté moule. ....	108
Figure 6-19 : vue d'une coupe au niveau de l'âme. ....	109
Figure 7-1 : simulation d'une plaque : a) chargement en flexion; b) localisation de la contrainte principale maximale. ....	110
Figure 7-2 : moule à modifié : a) modèle Catia; b) moule réel. ....	111
Figure 7-3 : modèle Catia du moule inferieure modifié.....	112
Figure 7-4 : photos d'une partie d'un fuselage d'avion renforcé par des nervures oméga (JEC 2010). ....	113

## **LISTE DES ANNEXES**

Annexe 1 : fiches techniques des matériaux .....	119
Annexe 2: répartition du rayonnement selon la disposition des lampes .....	130
Annexe 3 : analyse thermique des adhésifs .....	131
Annexe 4 : publication du journal sampe + les détails de conception des moules .....	136

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

Depuis la fin du 20<sup>ème</sup> siècle, le monde industriel connaît une compétition grandissante entre les pays industrialisés et les pays émergents communément appelés les pays du BRIC, qui sont le Brésil, la Russie, l'Inde et la Chine. Dans ce contexte, les principaux défis que doivent entrevoir les acteurs de l'industrie pour les années à venir sont liés à la compétitivité des entreprises.

L'un des secteurs touché par cette frénésie du développement et la conquête de nouveaux marchés est la fabrication des composites. En effet, les matériaux composites disposent d'avantages par rapport aux produits concurrents. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la fatigue). Leurs propriétés chimiques comme la résistance à la corrosion ou leurs propriétés d'isolation thermique ou électrique apportent des avantages complémentaires. Ils renforcent également la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Ces avantages ont ouvert des marchés importants dans les industries automobile, aéronautique, ou encore dans le secteur du bâtiment. La production des matériaux composites connaît en effet une croissance annuelle de 6% [1].

La Figure 1-1 relate le marché actuel des matériaux composites avec une prédominance pour les secteurs de l'automobile (23%), du bâtiment (21%) et de l'aéronautique (17%). La Figure 1-2 présente l'enjeu économique de l'industrie des composites en terme financier. Le chiffre d'affaire sur l'approvisionnement en résines et renforts fibreux atteignait 10.2G\$ en 2008 et 25.75G\$ pour le secteur de la transformation[2].

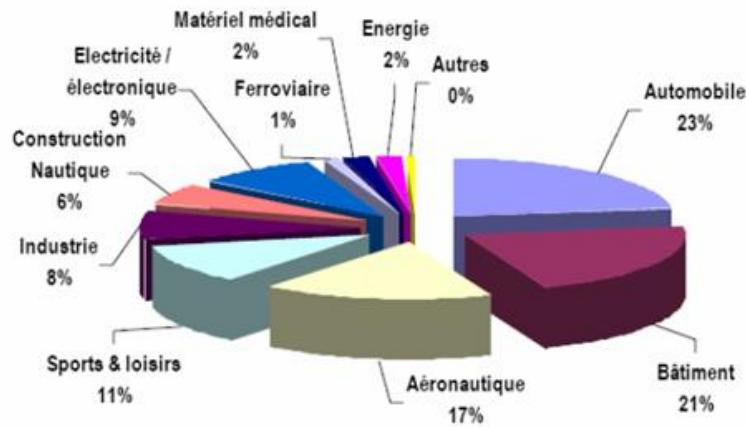


Figure 1-1: distribution du marché actuel des matériaux composites selon le type d'industrie.[2]

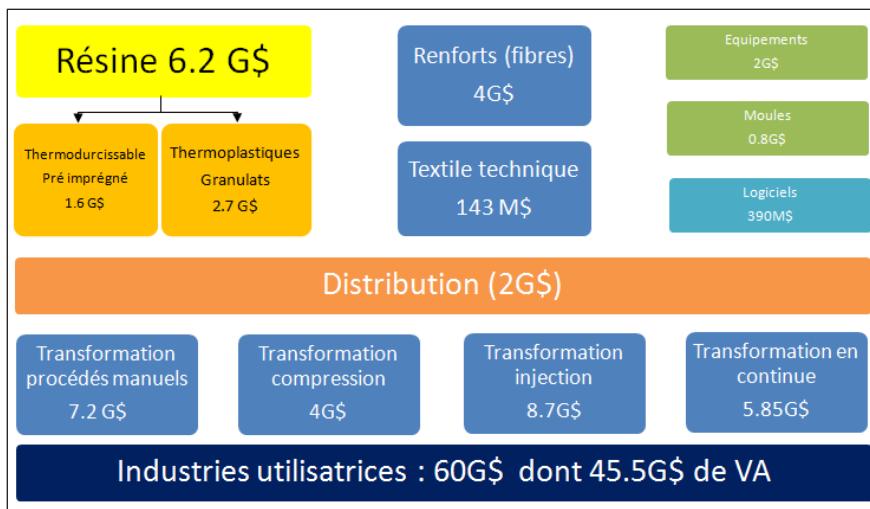


Figure 1-2 : industrie composite au niveau mondial.[2]

En réalité la « solution composite » représente toujours pour le concepteur un « saut technologique ». Les matériaux composites offrent en effet la possibilité de réaliser un produit spécifiquement adapté aux performances demandées. L'atteinte de ces performances est directement liée au procédé de fabrication dont le choix est guidé essentiellement par quatre critères : le matériau utilisé (thermodurcissables ou thermoplastiques), la forme de la pièce à

réaliser, les performances mécaniques et les contraintes de fabrication. La fabrication de pièces composites destinées aux marchés de grande diffusion utilise des procédés automatisés, tandis que celle pour la production de pièces composites à haute performance continue d'utiliser des procédés manuels ou peu automatisés. Cependant, bien que la production de ce type de pièces reste faible, la valeur ajoutée est importante. La Figure 1-3 illustre parfaitement la répartition des procédés selon leur taille de marché.

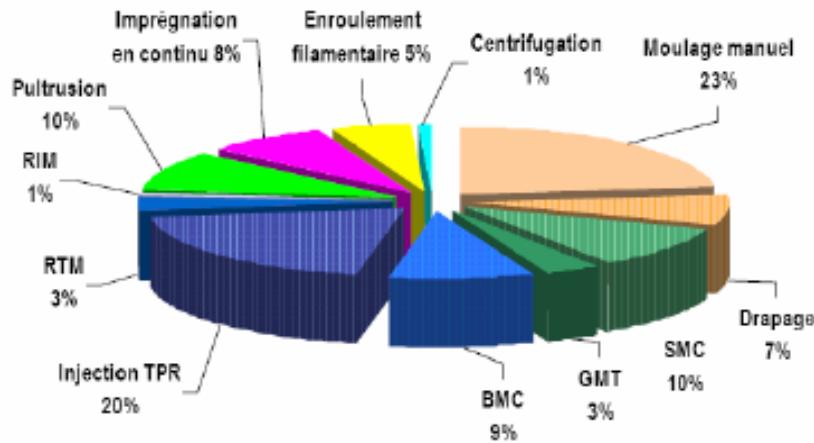


Figure 1-3 : répartition des procédés de fabrication selon le marché actuel des matériaux composites.[2]

Étant donné sa simplicité et sa capacité de fabriquer des pièces de grande dimension, le moulage manuel (23%) domine tous les procédés. Cependant, les pièces produites présentent de faibles caractéristiques mécaniques, contrairement à un procédé comme le RTM « Resin Transfer Molding », qui n'obtient que 3% malgré sa capacité de produire des pièces composites de géométrie complexe d'excellente qualité. Cette différence s'explique facilement par le coût important des équipements utilisés dans la fabrication dont le prix des moules.

Selon une étude récente [1], la croissance est aussi favorable pour les composites thermoplastiques que pour les thermodurcissables, soit respectivement de 9% et 3% par an. Les composites thermoplastiques sont apparus au début des années 80. Plus récents, ils semblent aussi plus prometteurs, quoique, les composites thermodurcissables représentent encore plus des deux tiers du marché. Le marché nord-américain, de loin le plus important, représente 47 % de la transformation mondiale de composites (3,4 Mt). Il est suivi par l'Europe (28 %, soit 2 Mt) et

l'Asie (23 %, soit 1,6 Mt). La croissance du marché est plus forte en Asie et en Europe qu'en Amérique du nord, soit respectivement de 7 % et 4,5 % par an. Le marché sud-américain est très dynamique avec une augmentation annuelle de plus de 8 %.

A l'échelle nationale, et selon une étude économique récente sur l'industrie composite au Québec [3], les retombées de cette industrie sont importantes, et les plus grandes forces de ses entreprises sont la qualité des produits, l'innovation et la flexibilité. Cependant, la conquête de nouveaux marchés est fortement concurrencée par les pays du BRIC. Ce rapport a émis plusieurs recommandations. La plus pertinente souligne l'importance de la concentration des efforts dans l'amélioration de la productivité et de l'innovation.

Dans ce contexte, un procédé innovateur, simple et fiable a été développé au sein de la Chaire sur les composites à haute performance (CCHP). Sa capacité de produire des pièces à haute valeur ajoutée permettrait dans un avenir proche de faire un saut qualitatif dans la conquête de nouveaux marchés dans des secteurs comme l'automobile ou l'aéronautique. Ce procédé communément appelé « *Polyflex* », est une nouvelle technologie de fabrication qui dérive du RTM. Il autorise une déformation contrôlée d'une des parois du moule qui n'est plus en métal, mais prend la forme d'une membrane flexible.

## CHAPITRE 2 CHOIX ET CARACTÉRISATION DES COMPOSANTES

### 2.1 Matériaux composites et mise en œuvre

Un composite (Figure 2-1) est le résultat de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes qui se complètent et permettent d'aboutir à un matériau dont les performances sont supérieures à celles des composantes prises séparément. Les matériaux composites sont réalisés à partir d'une matrice polymérique de type thermodurcissable ou thermoplastique, et d'un renfort pouvant se présenter sous forme de particules, ou de fibres orientées ou non de dimensions et arrangements variables. Les renforts les plus couramment utilisés sont les fibres de verre, carbone ou aramide. Le type de fonctionnalité obtenu par les matériaux composites les divise en deux grandes familles : ceux de grande diffusion qui sont peu onéreux et occupent une large part du marché et ceux à haute performance. Ces derniers sont généralement renforcés par de fibres continues de carbone ou d'aramide et sont réservés à des secteurs à forte valeur ajoutée tels l'aéronautique, le secteur médical ou les sports et loisirs.

Les polymères thermodurcissables sont mis en forme par chauffage à travers une transformation chimique irréversible. Les résines thermodurcissables les plus couramment utilisées sont les polyesters insaturés, les époxydes et les phénoliques. Contrairement aux thermodurcissables, les polymères de type thermoplastique durcissent au cours du refroidissement plutôt que du chauffage et leur processus de transformation chimique est réversible. Les principales résines thermoplastiques utilisées dans les composites sont le polypropylène et les polyamides.

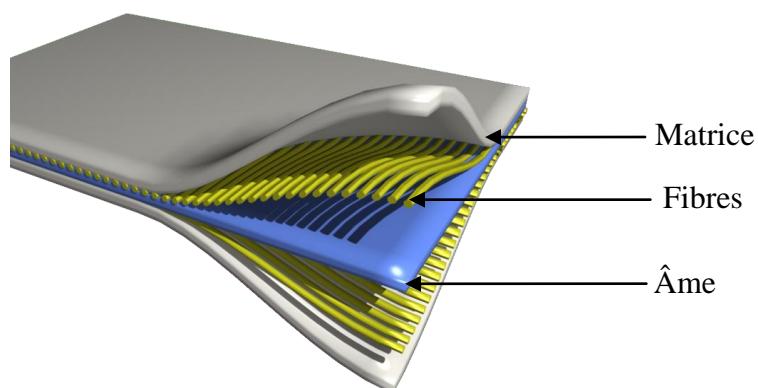


Figure 2-1 : représentation schématique d'un composite de type sandwich.[4]

### 2.1.1 Matrice

Dans un composite, la matrice sert principalement au maintien des fibres en place et au transfert des contraintes entre les fibres. De plus, elle agit en tant que barrière contre les environnements défavorables comme les produits chimiques et l'humidité, et protège la surface des fibres de la dégradation mécanique (par abrasion par exemple). Dans une structure composite, la matrice joue un rôle mineur dans la résistance aux charges. Toutefois, la sélection d'une matrice a une influence majeure sur la résistance en compression, sur le cisaillement interlamininaire, ainsi que sur le cisaillement dans le plan du composite. La matrice fournit un support latéral contre la possibilité de flambage des fibres sous une charge en compression. La fabrication et les défauts dans un matériau composite dépendent fortement des caractéristiques de la matrice ainsi que du procédé choisi. Par exemple, pour les résines époxydes utilisées dans le secteur aérospatial, des paramètres comme la viscosité, la température et le temps de cuisson influencent grandement la qualité finale du composite.

### 2.1.2 Renfort

Les fibres sont les principaux constituants d'un matériau composite et elles occupent la plus importante fraction volumique dans un stratifié. Elles supportent la majeure partie des charges qui agissent sur la structure du composite, d'où l'importance d'une bonne sélection du type de fibres et de caractéristiques comme la longueur, l'orientation et la fraction volumique. Ceci influence les propriétés finales du matériau comme la densité, les résistances à la traction et à la compression, les modules d'élasticité, la résistance à la fatigue, ou encore tout ce qui est lié aux mécanismes de défaillance en fatigue. De plus, certaines propriétés comme la conductivité électrique et thermique dépendent aussi de ce choix, sans oublier également le coût final du matériau.

Il existe plusieurs types de fibre disponibles sur le marché. Le choix est guidé par les performances recherchées. À titre d'exemple, on trouve les fibres de verre, qui se distinguent principalement par leur faible coût, leur haute résistance aux agressions de produits chimiques, leur bonne résistance en tension et leurs excellentes propriétés d'isolation. Une autre catégorie très répandue est la fibre de carbone. Les grands avantages de ce type de fibres sont une résistance et un module en traction exceptionnellement élevés par rapport à leur masse et un très

faible coefficient de dilatation thermique. Ceci assure une grande stabilité dimensionnelle, une bonne résistance en fatigue et une haute conductivité thermique (plus élevée que le cuivre). D'autres types de fibres comme l'aramide (kevlar) ou encore les fibres naturelles (lin, jute, etc.) sont également utilisées. La Figure 2-2 illustre la contribution des fibres dans un chargement en tension longitudinal par rapport à la matrice.

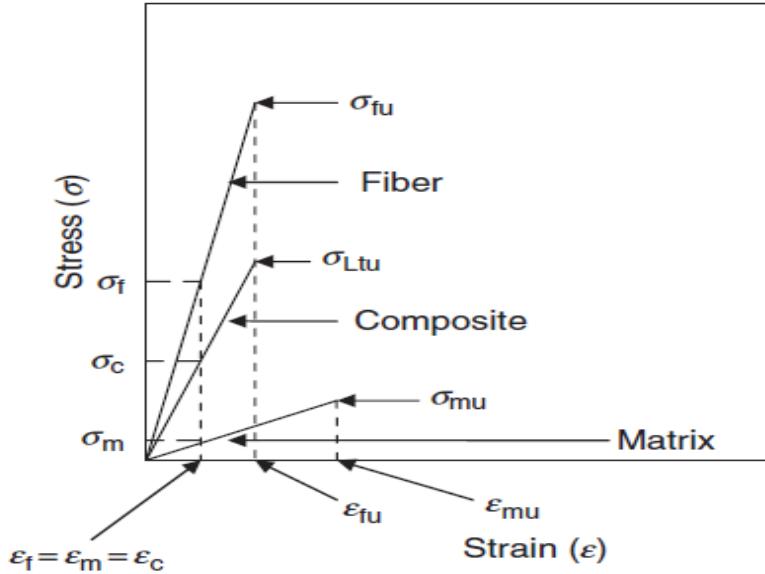


Figure 2-2 : propriété d'un laminé en fibre unidirectionnelle chargé en tension longitudinale.[5]

Le graphe montré dans la Figure 2-2 illustre la différence dans les propriétés mécanique de la matrice et des fibres. À déformation égale des fibres et de la matrice ( $\varepsilon_c = \varepsilon_m$ ), la contrainte ( $\sigma_m$ ) de la matrice est largement inférieure à celle des fibres ( $\sigma_c$ ). Ces deux grandeurs ( $\varepsilon$  et  $\sigma$ ) sont liées par la relation suivante :

$$\sigma = C \cdot \varepsilon$$

Cette relation appelée généralement loi de Hooke introduit la matrice de rigidité  $C$  [6]. Finalement,  $\sigma_c$  correspond à la contrainte dans le composite pour une déformation  $\varepsilon_c$ .

## 2.2 Choix de la géométrie de l'âme

Le choix de la forme de l'âme repose principalement sur deux critères : son utilisation dans le renforcement des structures et sa mise en œuvre. Dans les structures aéronautiques, une âme en

forme Oméga présente une géométrie simple, tel qu'illustré par le fuselage du Boeing 787 sur la Figure 2-3. Au niveau de la mise en œuvre, la simplicité de la forme Omega facilite la conception du moule et le démoulage des pièces composites.



Figure 2-3 : fuselage du Boeing 787.[7]

## 2.2.1 Situation actuelle

Actuellement, les méthodes existantes de fabrication des pièces autoraidies présentent plusieurs lacunes. En effet, le principe de fixation des raidisseurs sur les plaques composites se fait en plusieurs étapes et de deux manières différentes. La première consiste à coller le raidisseur comme le montre la Figure 2-4<sup>4</sup>. La seconde utilise l'infusion comme technique d'assemblage tel qu'illustre la Figure 2-5<sup>4</sup>. Dans les deux cas, les plaques et les raidisseurs sont fabriqués séparément.

<sup>4</sup> Travail personnel lors de la Journée Européenne des composites (JEC). Avril 2010



Figure 2-4 : structure Omega fixée par collage.

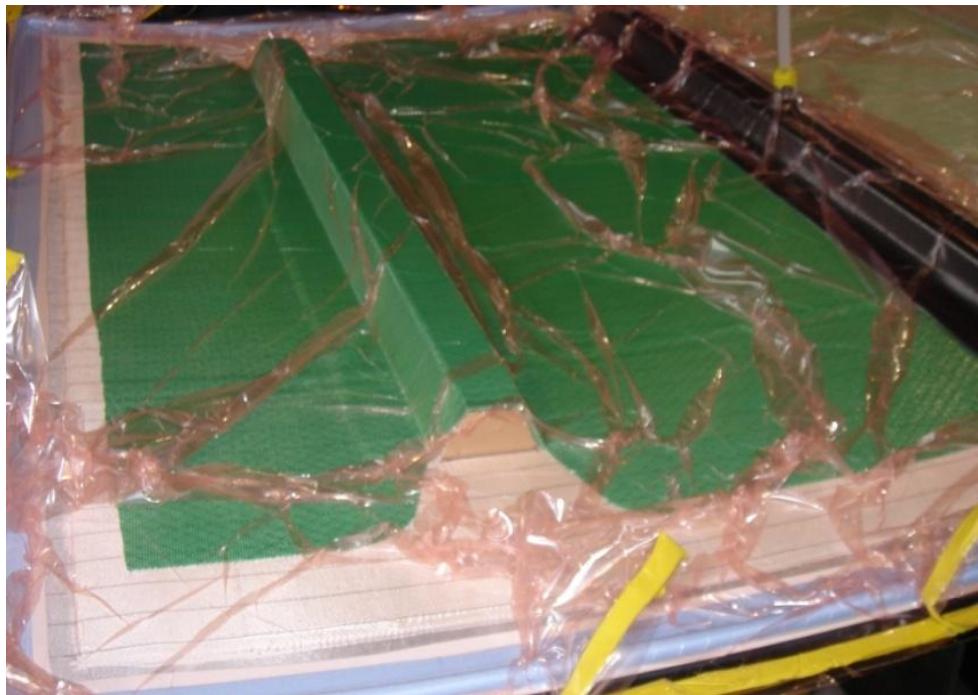


Figure 2-5 : assemblage par infusion.

Les résultats illustrés à la Figure 2-6<sup>5</sup> présentent plusieurs défauts. Sur le plan géométrique, trois zones d'épaisseur variable sont clairement distinctes. Cette variabilité d'épaisseur induit des zones de concentration de contraintes. D'autre part, la surface collée présente une faible résistance en cisaillement.



a)



b)

**Figure 2-6 : exemple de plaques assemblées: a) par infusion; b) par collage.**

---

<sup>5</sup> Journée Européenne des composites Avril 2010

## 2.2.2 Revue des formes existantes

Une recherche au niveau des revues spécialisées (voir annexe 4) a permis de situer les travaux réalisés dans le cadre de ce projet de maîtrise. Il s'est avéré que la forme Oméga est adoptée par la majorité des fabricants. Cette observation a été confirmée lors d'une visite au salon de la *Journée Européenne des Composites* (JEC2010). Ceci s'explique sans doute parce que cette forme est largement utilisée dans le renforcement des fuselages d'avion pour augmenter la rigidité locale en limitant le poids. À l'origine, il était en effet relativement facile d'obtenir cette forme par pliage d'une feuille métallique. D'autre part, sa géométrie simple et sa contribution dans l'amélioration de la rigidité des structures a facilité son implantation dans l'industrie des composites. La Figure 2-7 regroupe une série de photos de pièces composites autoraidies prises lors de la visite du salon JEC 2010. Les photos (a) et (b) présentent des raidisseurs sans âme interne. Les photos (c), (d) et (e) montrent des raidisseurs renforcés avec de la mousse.



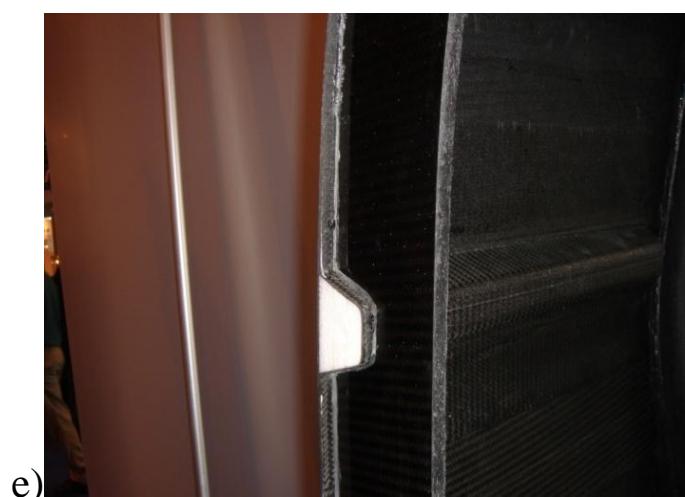
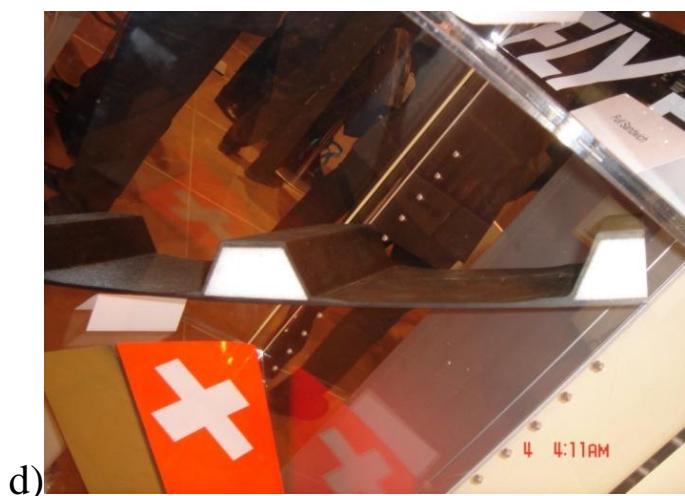
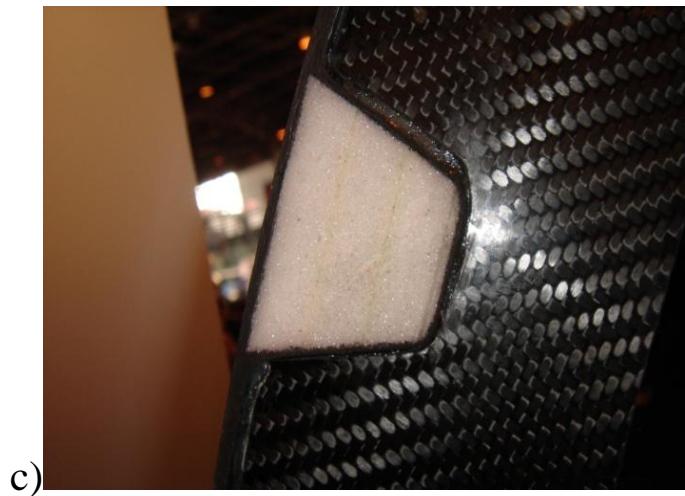


Figure 2-7 : série de photos des âmes Oméga prises lors du JEC2010.

## 2.3 Fabrication par injection flexible

### 2.3.1 Stratégie de compaction

Contrairement aux méthodes courantes de fabrication, l'injection flexible a pour but de réaliser une pièce autoraidie et monolithique en une seule étape. Cependant, à ce stade du développement, la meilleure stratégie pour arriver aux résultats escomptés n'était pas connue. Pour cela, deux méthodes de compaction ont été essayées. La première, repose sur la compaction du côté plat de la pièce tel qu'illustré à la Figure 2-8. Dans ce cas, la configuration de la chambre de compaction se résume à une cavité simple. Cette méthode, présente l'avantage d'être simple par la forme du contre-moule et de la membrane, mais exige cependant une très bonne connaissance du comportement du renfort (compressibilité) et de l'âme (absorption de résine ou d'humidité).

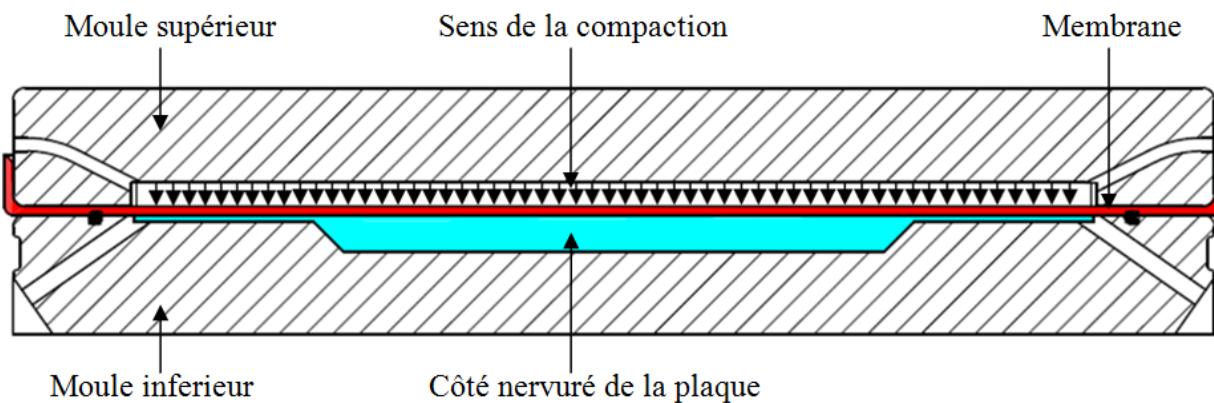


Figure 2-8 : compaction du côté plat de la pièce.

À l'opposé de la première approche, la deuxième méthode consiste à appliquer la pression de compaction du côté nervuré de la pièce tel qu'illustré à la Figure 2-9. La compaction se fait à l'aide d'une membrane tridimensionnelle, dont la forme épouse la géométrie de la pièce. Cette approche compense les imprécisions dimensionnelles. Elle est aussi moins dépendante des propriétés de l'âme et du renfort fibreux. Cependant, la membrane, la cavité de compaction et la pièce fabriquée doivent avoir la même géométrie.

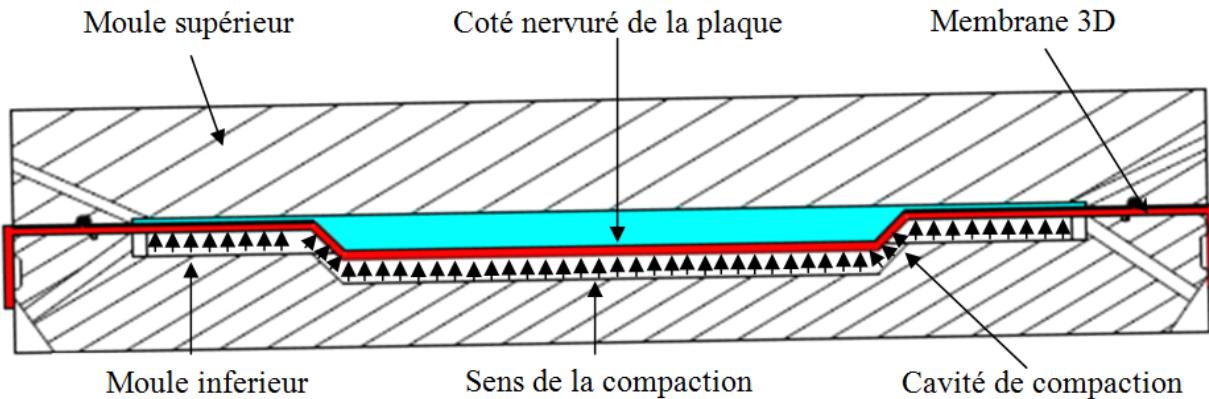


Figure 2-9: compaction du côté nervuré de la pièce.

## 2.4 Conclusion

Ce chapitre a présenté une revue technique des divers raidisseurs de forme Omega. Les méthodes de fabrication actuelles restent conventionnelles. Ni le collage, ni l'infusion ne parviennent à produire des pièces sans défauts apparents. La fabrication par injection flexible apporte une solution pour régler ce problème. Les deux stratégies discutées serviront de guide pour le choix final de l'approche à adopter pour les travaux futurs. L'obtention d'un résultat satisfaisant passe par une bonne maîtrise de la qualité des préformes; thème qui sera abordé au chapitre 3.

## CHAPITRE 3 PRÉFORMAGE PAR RAYONNEMENT ULTRAVIOLET

### 3.1 Objectif

L'objectif principal de ce chapitre est de décrire la mise en place d'une méthode de fabrication rapide de préformes. En se basant sur la cuisson par rayonnement ultraviolet, cette approche permettra d'obtenir des préformes de géométrie simple ou complexe, faciles à manipuler, à entreposer et à insérer dans un moule. Une étude comparative avec les méthodes conventionnelles de préformage, avec une résine époxy et cuisson dans un four à convection sera menée afin d'évaluer l'influence de ces adhésifs sur les propriétés mécaniques du composite. Les deux concentrations d'adhésifs évaluées sont 1.5% et 3%.

### 3.2 Principe de fonctionnement du système de cuisson UV

La cuisson ultraviolet est le résultat d'un rayonnement électromagnétique dont le domaine est situé dans des longueurs d'onde supérieures à celles du spectre visible comprises entre 400 et 750 nm. Comme le montre la Figure 3-1, le spectre ultraviolet est divisé en quatre grandes catégories : UVC, UVB, UVA et UVV.

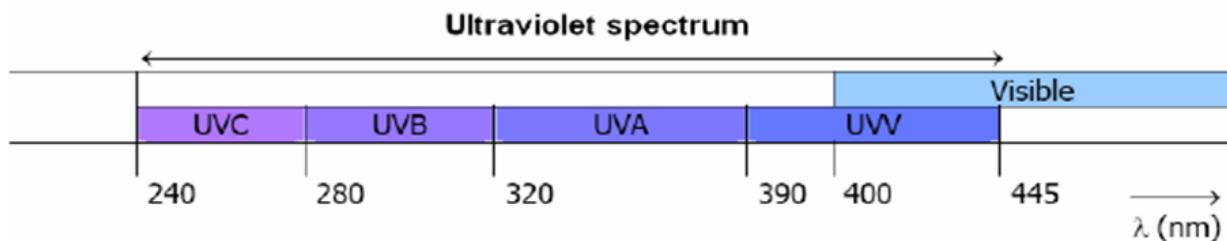


Figure 3-1: répartition du spectre ultra violet.[8].

Ce procédé de cuisson utilise des adhésifs sensibles au rayonnement. Les adhésifs UV sont principalement composés de polymères mélangés à des photo-initiateurs. Le rayonnement UV initie des réactions photochimiques qui entraînent la fixation et le durcissement du matériau photo-réticulable. Plus précisément, lorsque ces photo-initiateurs sont activés au contact de la lumière, ils se transforment en radicaux libres enclenchant le processus de polymérisation.

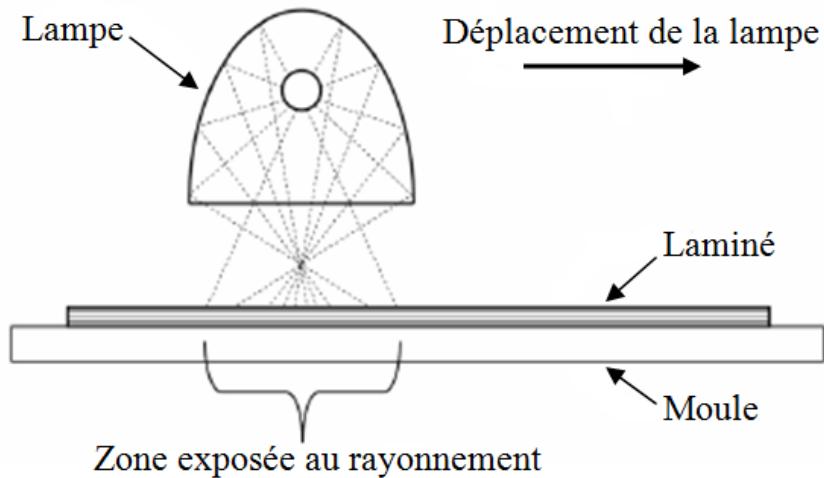


Figure 3-2 : principe général de fonctionnement d'un dispositif de cuisson aux rayons ultraviolets.[8]

Le principe de fonctionnement du système de cuisson présenté à la Figure 3-2 est relativement simple. Le laminé généralement en fibres de verre est préalablement imprégné d'une certaine quantité d'adhésif, puis exposé au rayonnement. Ceci peut être fait par une lampe montée sur un bras robotisé ou encore sur un chariot mobile. Indépendamment de la technique utilisée, il faut au préalable faire une mise au point de la densité et de l'intensité des radiations nécessaires afin de réaliser une polymérisation complète.

Le système utilisé lors de cette étude se trouve au Laboratoire de Fabrication Industrielle des Composites (LFIC). Tel qu'illustré à la Figure 3-3, le système est composé d'une cabine dans laquelle cinq lampes sont disposées horizontalement sur une table amovible avec un déplacement possible selon un axe vertical. Un chariot mobile à vitesse de déplacement contrôlée est utilisé pour y déposer les pièces à cuire.

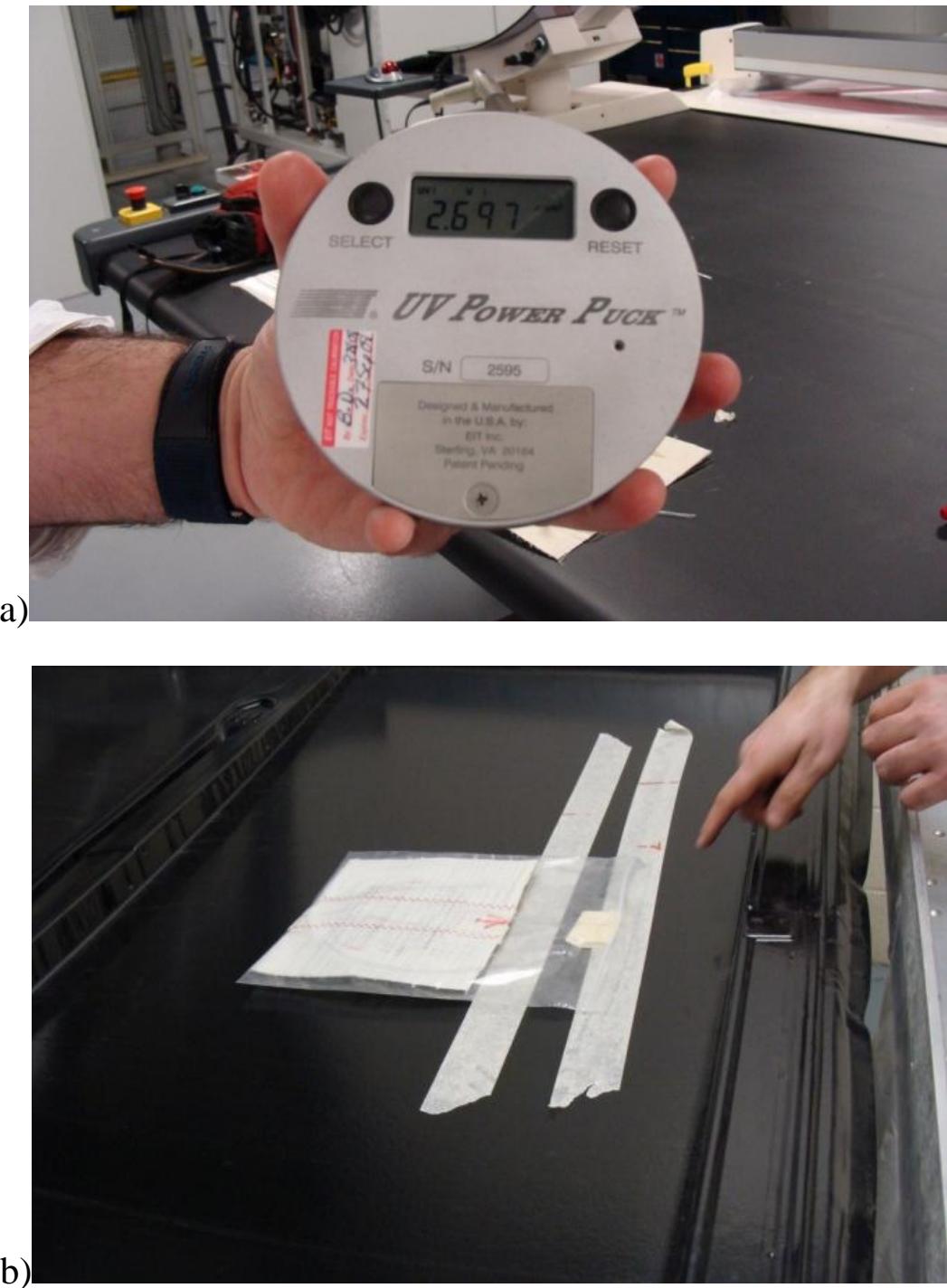


Figure 3-3 : système de cuisson par rayonnement ultraviolet (LFIC).

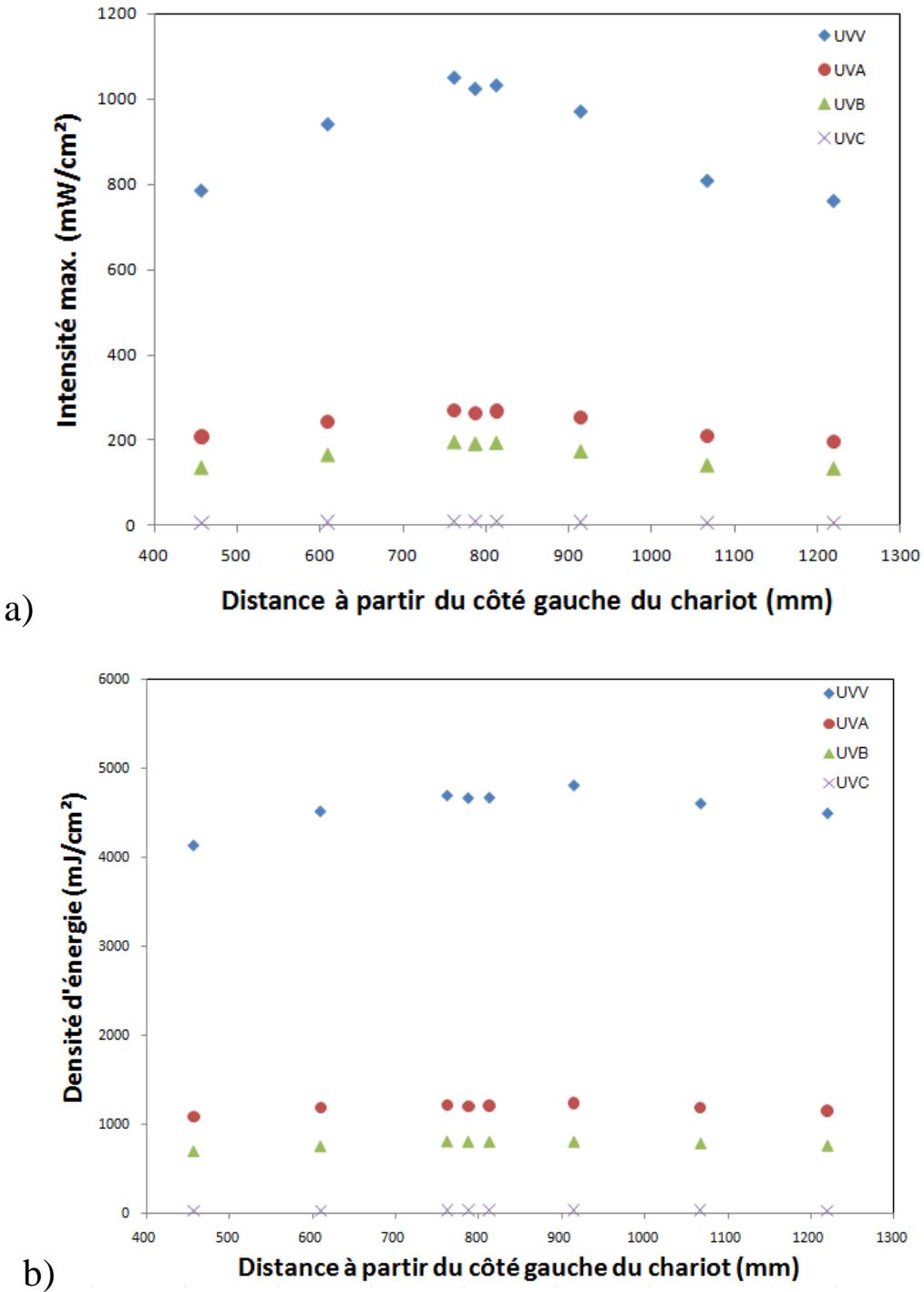
### 3.3 Mise en œuvre

#### 3.3.1 Calibration du système

Pour obtenir une préforme de bonne qualité et un réglage optimal des paramètres de cuisson, il est impératif de bien caractériser au préalable l'adhésif utilisé. À cette fin, une caractérisation thermique a été réalisée à l'aide d'un calorimètre à balayage différentiel (DSC), qui utilise les rayons UV comme agent de cuisson. (Des détails additionnels sur ces analyses DSC se trouvent à l'annexe 3). Ces analyses ont permis d'obtenir la température de transition vitreuse ( $T_g$ ) ainsi que l'enthalpie ( $H_R$ ) de polymérisation des adhésifs. Le réglage de la densité et de l'intensité des radiations s'effectue en faisant varier la vitesse de déplacement du chariot ainsi que la hauteur des lampes. Pour cela un radiomètre de type UVICURE Plus II de la compagnie EI Inc. a été utilisé. Plusieurs mesures ont été prises en fonction du nombre de plis, de la vitesse et du positionnement par rapport à un point de repère. La Figure 3-4a illustre le radiomètre utilisé et sa position (Figure 3-4b) lors de la calibration de la cabine UV.



**Figure 3-4: (a) appareil de mesure de l'intensité et du dosage du rayonnement «radiomètre»; (b) son positionnement lors de la prises des mesures.**



**Figure 3-5 : rayonnement selon la position du laminé :** a) au niveau de l'intensité des radiations; b) au niveau de la densité.

Les Figures 3-5 à 3-7 présentent le résultat des mesures de rayonnement pour différents paramètres. La Figure 3-5 montre l'intensité et la densité des quatre types de rayonnements émis par les lampes selon la position du laminé. Les deux graphes montrent sensiblement les mêmes

tendances avec une prédominance des rayons de type UVV en raison de la catégorie de bulbe monté dans les lampes. La zone située entre 760 et 860 mm du bord présente un pic dans les deux cas. Ceci s'explique par deux facteurs. Le premier est le croisement de flux lumineux dans cette zone. Le deuxième est dû à la lampe du milieu, qui est plus récente que les quatre autres (voir Figure 3-3).

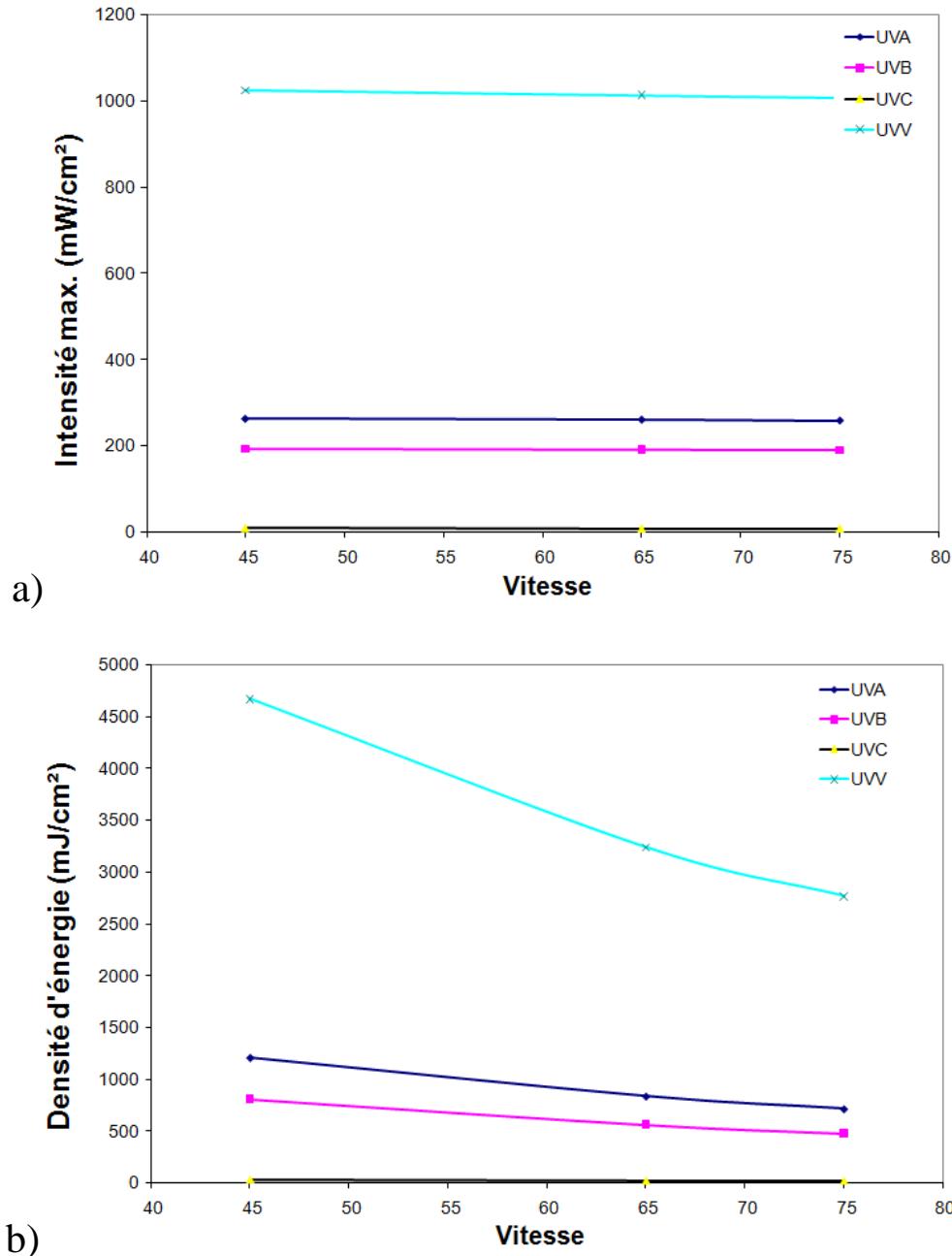


Figure 3-6 : variation du rayonnement en fonction de la vitesse du déplacement du chariot :

a) selon l'intensité; b) la densité

La Figure 3-6 illustre le fait que l'intensité des radiations ne dépend pas de la vitesse de déplacement du chariot, car sa valeur reste constante pour des vitesses variant de 0.05 m/s à 0.08 m/s (45 à 75 selon le réglage de la cabine) pour les quatre types de radiation. Par contre la densité présente une variation en fonction de la vitesse : sa valeur est inversement proportionnelle à la vitesse de déplacement du chariot.

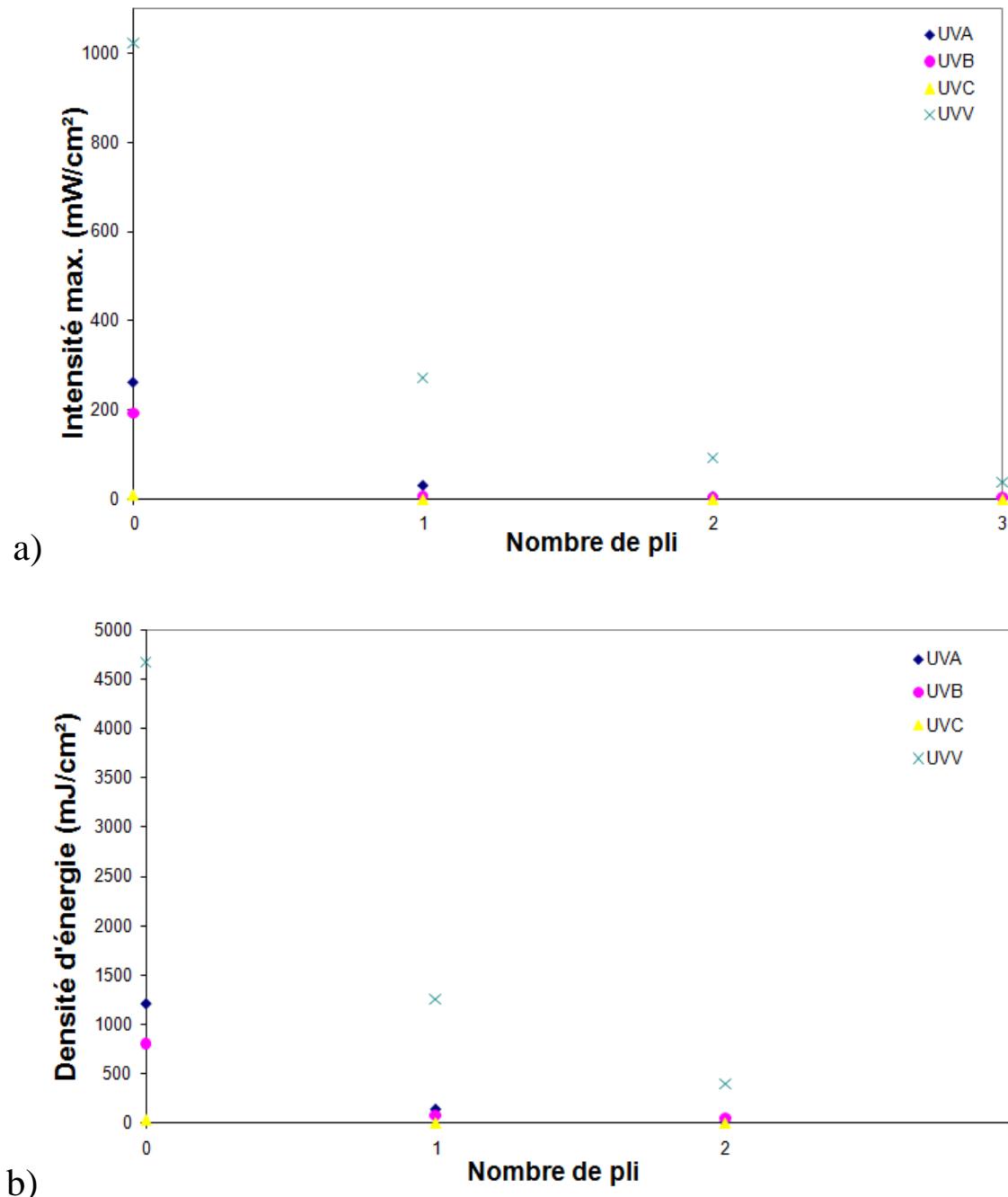


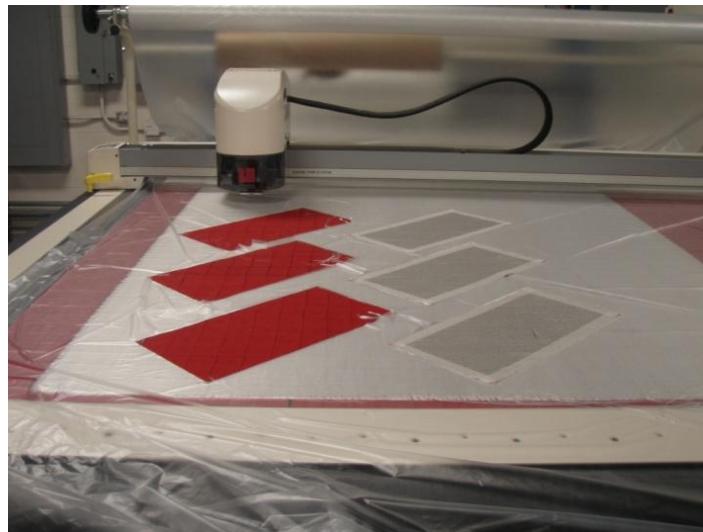
Figure 3-7 : variation selon le nombre de pli : a) de l'intensité; b) de la densité.

L'intensité (Fig.3-7a) et la densité (Fig.3-7b), présentent des évolutions très similaires en fonction du nombre de pli, la valeur en ordonnée diminue d'un facteur de 20 entre le premier et le troisième pli.

Les données recueillies pour ces différents essais ont permis de calibrer la vitesse du convoyeur et la hauteur des lampes, ainsi que le nombre de cycles. Ces essais ont été réalisés pour plusieurs types de fibres de verre de différentes sociétés et les résultats sont sensiblement les mêmes. Seule la densité du tissu a une influence notable sur les paramètres de calibration (Intensité et dosage du rayonnement)

### 3.3.2 Fabrication des préformes

Pour la fabrication des préformes, l'étape de découpe est très importante. Pour cela, comme le montre la Figure 3-8, une machine de découpe à commande numérique a été utilisée. Cette dernière offre plusieurs avantages dont la précision, la vitesse et la facilité de découper des formes de géométrie complexe.



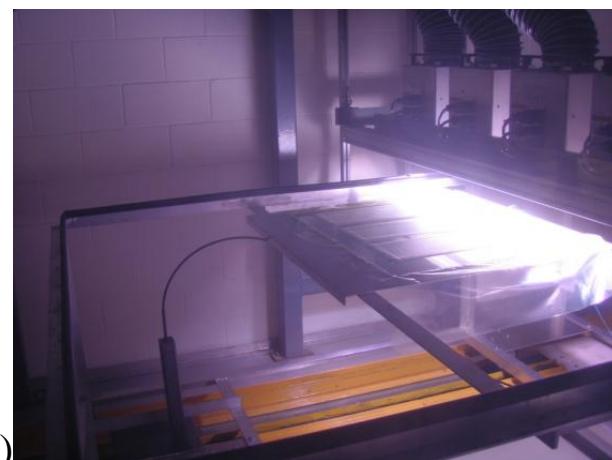
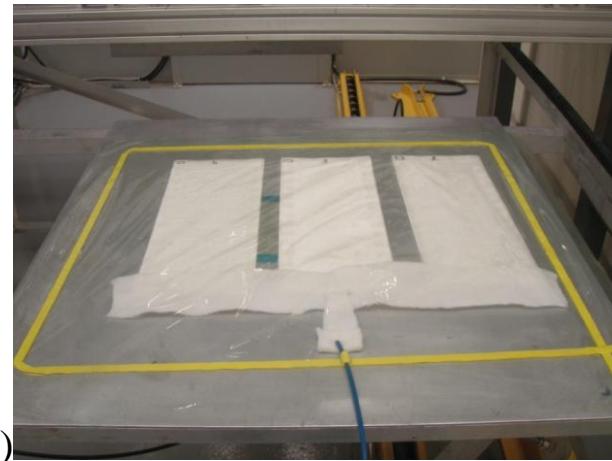
**Figure 3-8 : machine de découpe CNC (Lectra).**

Les adhésifs liquide sont vaporisés sur toute la surface du renfort tel que montré sur la Figure 3-9. La quantité d'adhésif à appliquer est calculée d'avance et les renforts sont pesés avant et après la pulvérisation. Étant donné que le mécanisme n'est pas automatisé, cette méthode engendre des variations du dépôt en quantité et en uniformité.



**Figure 3-9 : application de l'adhésif par pulvérisation sur les renforts.**

Le renfort est placé par la suite sur une plaque préalablement traitée avec un agent démouillant. Le tout est déposé sur le chariot, mis sous vide, puis acheminé dans le four pour la cuisson UV.



**Figure 3-10: montage de cuisson au rayonnement UV : a) avant; b) pendant.**

Le cycle de cuisson suit la chronologie suivante : dépressurisation de la cabine, allumage des lampes, déplacement du chariot sur une distance prédéfinie par des fins de course installées dans la cabine; extinctions des lampes et retour du chariot à sa position initiale. La durée du cycle se situe entre 2 et 5 min et dépend de la vitesse de déplacement du chariot. À la fin du cycle, on obtient des préformes stables et de bonne qualité, tel qu'illustré à la Figure 3-11.

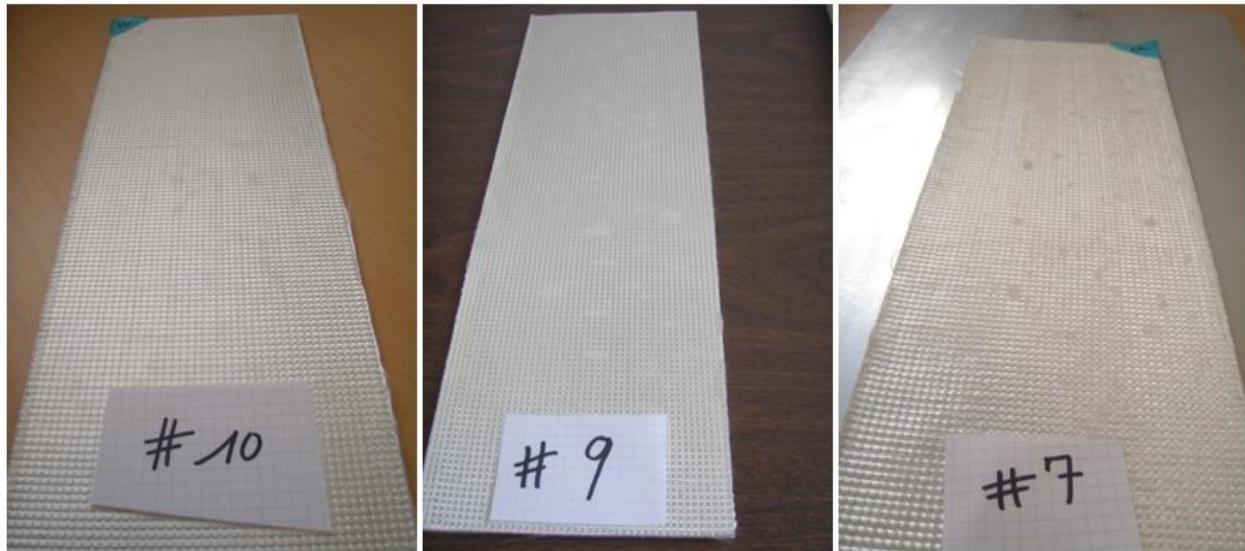


Figure 3-11 : photos des préformes obtenues.

L'analyse de l'aspect des préformes obtenues montre que ces dernières sont relativement rigides, ce qui favorise le maintien de l'orientation des fibres au moment de leurs insertion dans le moule. Cette stabilité de forme permet aussi leur manipulation et leur entreposage avant l'injection. Cependant, sur quelques préformes des points clairs ont été remarqués qui correspondent à des dépôts de gouttelettes d'adhésif lors de la pulvérisation manuelle.

### 3.4 Évaluation de l'influence des adhésifs

La cuisson au rayonnement ultraviolet, présente un cycle relativement court, autour de 8 min seulement, comparativement à l'utilisation d'un four à convection où le cycle peut durer jusqu'à une heure. Ce gain énorme de temps amènerait une économie substantielle du coût de fabrication. Cependant, les propriétés mécaniques du composite à ce stade sont encore inconnues et doivent être évaluées en fonction des adhésifs utilisés. Un plan d'expérience a donc été établi afin d'évaluer deux types de liants utilisés avec le procédé UV et de les comparer à une résine époxy utilisée pour des fabrications futures.

La Figure 3-12 explique la stratégie adoptée dans cette évaluation comparative. Une vingtaine de plaques de deux concentrations massiques d'adhésifs (1.5% et 3% du poids des fibres) différentes seront fabriquées. Par la suite, toutes les plaques seront injectées avec le même taux de fibres (autour de 50%). Enfin, les plaques seront ensuite découpées afin de réaliser les essais mécaniques en flexion trois points.

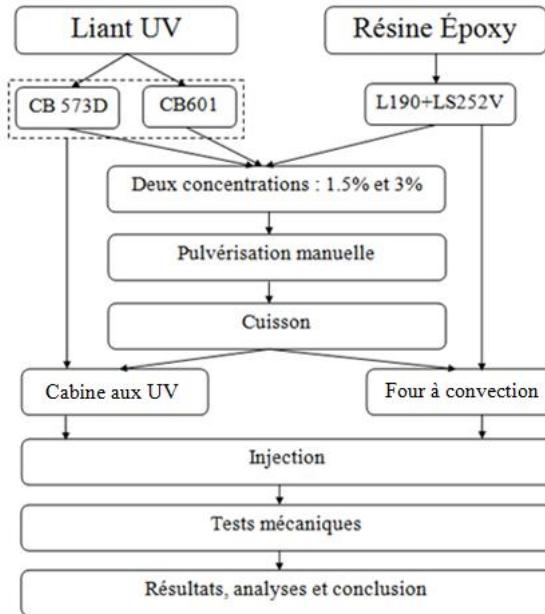


Figure 3-12 : diagramme de l'étude.

Les paramètres (température et pression d'injection, température du moule, durée du cycle de fabrication) d'injection expérimentaux ont été déterminés. La quantité de résine à injecter a été déterminée. Un taux de fibres de 50% a été prédéfini pour toutes les injections de manière à ce que la seule variable à étudier soit le liant. Le volume de résine est simplement calculé à partir du volume total :

$$V_{res} = V_{pièce} (1 - V_f) = L \cdot l \cdot h (1 - V_f) \quad (3.1)$$

où, les grandeurs  $L$ ,  $l$ ,  $h$ ,  $V_f$  représentent respectivement la longueur de la pièce, sa largeur, son épaisseur et le taux de fibre ciblé. D'un point de vue pratique, il est plus facile de peser une masse donnée de résine que d'obtenir le volume recherché. La masse de résine qu'il faut théoriquement injecter est donc calculée de la manière suivante :

$$m_{res}^{th} = \rho_{res} \cdot V_{res} \quad (3.2)$$

où  $\rho_{res}$  est la masse volumique de la résine et  $V_{res}$  son volume. Le Tableau 3-1 résume la méthode utilisée pour la détermination de la masse de résine à injecter.

**Tableau 3-1: Calcul de la masse de résine à injecter en fonction du taux de fibres**

<b>Longueur préforme (mm)</b>	<b>404</b>
<b>Largeur préforme (mm)</b>	138
<b>Volume de fibre ciblé (%)</b>	50
<b>Fraction volumique</b>	1
<b>Nombre de plis de la préforme</b>	6
<b>Densité surfacique des fibres (g/cm<sup>2</sup>)</b>	450
<b>Densité volumique des fibres (g/cm<sup>3</sup>)</b>	2,48E+06
<b>Volume résine (cc)</b>	60,697
<b>Densité résine (g/cc)</b>	1,2
<b>Masse résine dans la pièce (g)</b>	72,837
<b>Pertes lors de l'injection (g)</b>	25,5
<b>Masse totale de résine à injecter (g)</b>	98,337

### 3.4.1 Analyse visuelle des laminés

Les photos présentées à la Figure 3-13, illustrent la qualité des pièces obtenues. Cette analyse visuelle des plaques montre une bonne imprégnation du renfort, ainsi qu'une absence de porosités et de zones sèches ou riches en résine.

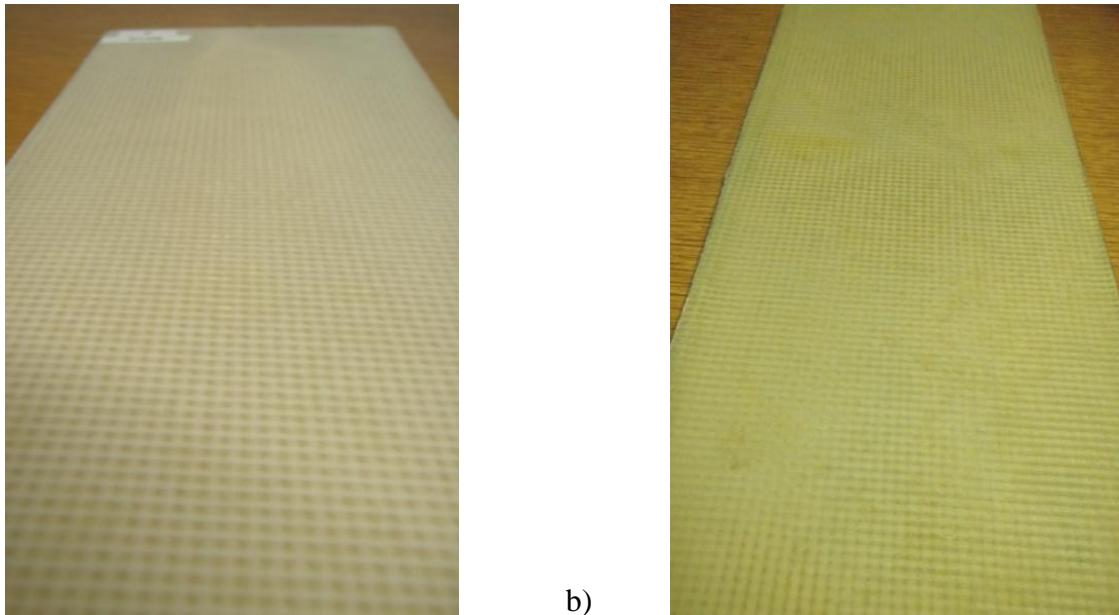


Figure 3-13 : plaque injectée : a) du côté moule; b) du côté membrane.

Le taux de fibres réel a été calculé pour fin de vérification par rapport aux prévisions. Il était important d'établir la variabilité du taux de fibres car ce dernier a un impact direct sur les performances mécaniques du composite. La Figure 3-14 montre la variation du taux de fibres réel entre les différentes plaques injectées, qui se situe entre 47 et 50%. Sa valeur moyenne calculée est de 48% avec un écart type de 2%. Ce faible écart par rapport aux prévisions de départ démontre une bonne maîtrise du procédé de fabrication par injection flexible.

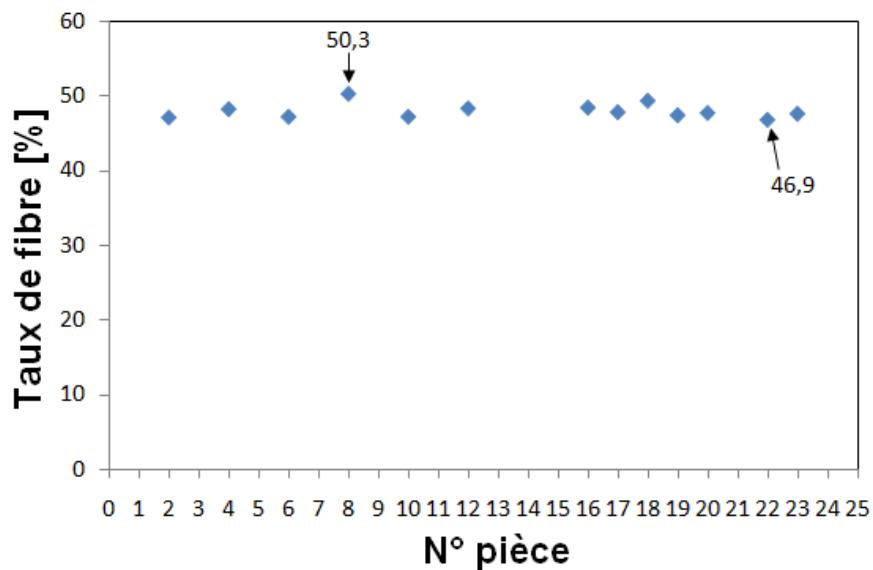


Figure 3-14 : variabilité du taux de fibres des plaques fabriquées.

### 3.4.2 Essais mécaniques

Des plaques ont été découpées pour les essais de flexion. Un cadre de découpe a été conçu afin de pouvoir tracer le dessin des échantillons directement sur les pièces, puis les découper en utilisant une scie à diamant. Cependant, étant donné que la précision moyenne de cet outil de coupe, les échantillons ont été dessinés avec des dimensions brutes et l'ajustement final a été effectué avec une fraiseuse. La Figure 3-15 illustre le cadre de découpe. Il est également important de noter que tous les échantillons ont été prélevés aux mêmes positions sur les plaques fabriquées.



**Figure 3-15 : disposition des échantillons selon deux directions.**

Pour une bonne traçabilité, les échantillons ont été regroupés par pièces et par direction de coupe. 15 échantillons par plaques pour un total de 195 échantillons.

Les essais ont été réalisés selon la norme ASTM D 790, avec une machine universelle d'essai personnalisée; MTS, laquelle a une cellule de charge de 50 kN. Sa condition d'arrêt pour la rupture des échantillons est une diminution de 50% de la force par rapport à la mesure précédente enregistrée pour le test. La Figure 3-16, illustre le montage et le dispositif de flexion trois points utilisé.



Figure 3-16 : montage d'un test de flexion 3 points sur l'appareil MTS.

### 3.4.3 Résultats

D'après les Figures 3-17 et 3-18, les valeurs de rupture sont très similaires indépendamment du type et de la concentration de l'adhésif. Les Tableaux 3-2 et 3-3 regroupent les valeurs de la contrainte ultime mesurée pour les adhésifs.

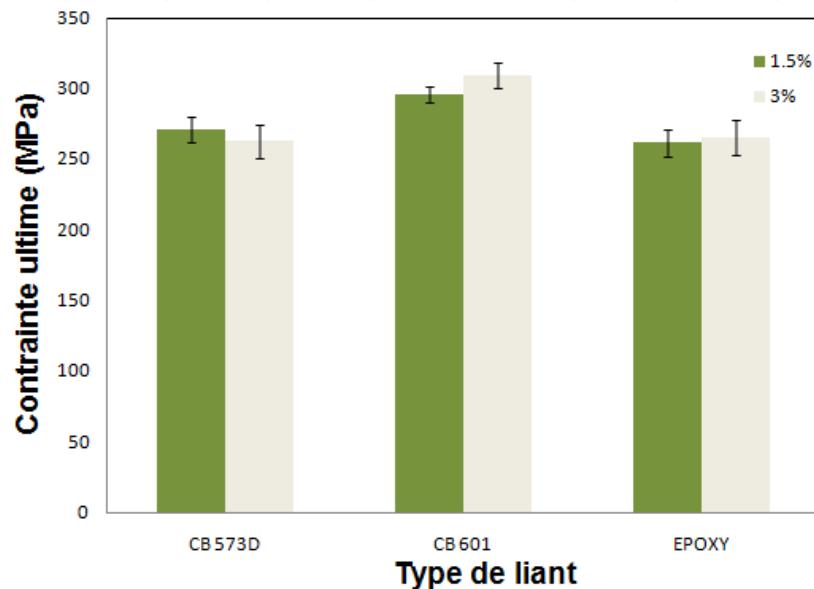


Figure 3-17 : variation de la contrainte ultime en fonction de la concentration du liant dans la direction 0°.

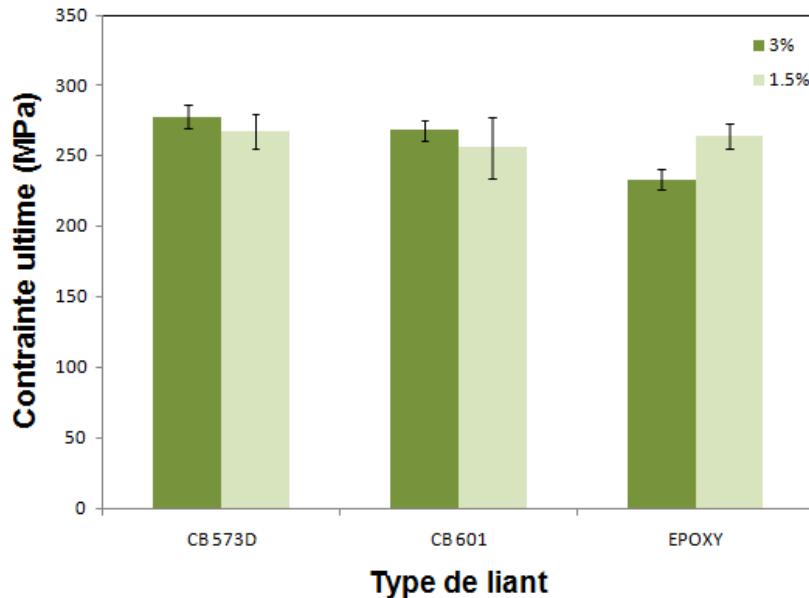


Figure 3-18 : variation de la contrainte ultime en fonction de la concentration du liant dans la direction 90°.

Les valeurs illustrées du Tableau 3-2 montrent que la contrainte ultime présente une tendance décroissante de la direction 0° à la direction 90° à cause de la disposition des fibres en surface. Cependant, la différence notable entre les valeurs dans le cas du CB601 s'explique par la mauvaise répartition du liant à cause de la viscosité variable. En effet, pour pouvoir asperger les fibres, il a fallu le chauffer. Sachant que la dispersion se fait en plusieurs étapes, le liquide tend à se refroidir, ce qui augmente sa viscosité et par conséquent l'inégalité du dépôt de l'adhésif.

Tableau 3-2 : contraintes pour une concentration de 1.5% d'adhésif

Contrainte ultime par liant (Mpa)		Direction 0°	Direction 90°
	Époxy	264	262.2
	CB573D	271	267.3
	CB601	296.1	256.5

**Tableau 3-3 : contrainte ultime pour une concentration de 3% d'adhésif**

<b>Contrainte ultime par liant (Mpa)</b>		<b>Direction 0°</b>	<b>Direction 90°</b>
	<b>Époxy</b>	266	233
	<b>CB573D</b>	277	263.3
	<b>CB601</b>	309	268

Les résultats regroupés au Tableau 3-3 sont de nature similaire à ceux obtenus pour la concentration 1.5%. Les valeurs des résistances sont équivalentes à 97% près. La tendance est à la baisse de la direction 0° à la direction 90°. La aussi, une chute conséquente est constatée sur les valeurs du liant CB601, et ce pour les mêmes raisons.

### 3.5 Conclusion

L'utilisation d'adhésifs photosensibles au rayonnement ultraviolet présente plusieurs avantages. Leur vitesse de polymérisation est en effet relativement rapide ainsi que leur résistance aux conditions environnementales. Ils sont sans solvant, ce qui limite leur impact sur l'environnement. Au niveau de leur application, les liants présentent le net avantage de ne pas se rétracter au moment de la polymérisation. De plus, qu'il n'est pas nécessaire de procéder à un dégazage avant leur utilisation.

Ce nouveau procédé de préformage par rayonnement ultraviolet est validé par les résultats visuels et mécaniques. Les liants testés convergent sensiblement vers les mêmes valeurs que celles obtenues avec la résine époxy, sauf pour le liant CB601. Un meilleur contrôle de la dispersion donnerait certainement une meilleure répartition du liant, et par conséquent un meilleur contrôle sur la variabilité des résultats.

L'évaluation de cette méthode a été très concluante et le nouveau procédé apporte un atout majeur dans la production des composites essentiellement le facteur temps. La qualité des préformes est excellente, la vitesse de fabrication est environ 5 fois plus rapide que les méthodes conventionnelles et les propriétés mécaniques ne sont pas affectées; au contraire, une

amélioration a même été notée. Cependant, étant donné le coût élevé de l'équipement par rapport à un four conventionnel, le choix de la méthode de fabrication, reposera plutôt sur la rentabilité de la procédure de fabrication dans son ensemble que sur la qualité des préformes.

## CHAPITRE 4 DÉVELOPPEMENT DU MATERIAU DE L'ÂME

### 4.1 Introduction

La mise en forme d'une pièce de type *sandwich* pour une résine qualifiée aérospatiale implique l'utilisation de températures et pressions élevées. Le matériau développé pour l'âme doit donc être compatible avec le procédé d'injection flexible, c'est-à-dire être résistant à une compression de 13.8 Bar (200 Psi) et pouvoir supporter une température de 180°C. Étant donné qu'il sera utilisé dans une pièce structurelle, il doit également avoir de bonnes propriétés mécaniques tout en étant léger. Divers matériaux peuvent remplir ce rôle et si certains nécessitant une fabrication à l'interne, d'autres peuvent être achetés directement. Cependant, ces derniers doivent être usinés à la forme requise.

Ce développement a été réalisé en plusieurs étapes qui seront détaillées dans ce chapitre et conduiront au choix final d'un matériau d'âme optimisé. Un matériau développé doit tout particulièrement être bien caractérisé tant au niveau thermique que mécanique afin de pouvoir contrôler adéquatement sa mise en forme et bien connaître ses limites d'utilisation.

### 4.2 Matériaux

La stratégie adoptée pour le choix des matériaux repose essentiellement sur la disponibilité de la matière première, sa compatibilité avec la matrice de résine époxy et la facilité de sa mise en forme. À cet effet, deux types de mousse impliquant cinq variétés de microsphères ont été fabriquées. L'intérêt premier de ces dernières réside dans leur forme sphérique, qui permet d'éviter les concentrations de contraintes, améliorant de ce fait la qualité de l'âme et diminuant sa sensibilité à la fissuration. De par leur faible densité, ces microsphères augmentent le module spécifique de l'âme et sa résistance en compression. Trois autres matériaux achetés à des fournisseurs ont également été évalués et sont détaillés au Tableau 4-1. Les fiches techniques de ces matériaux se trouvent à l'annexe 1.

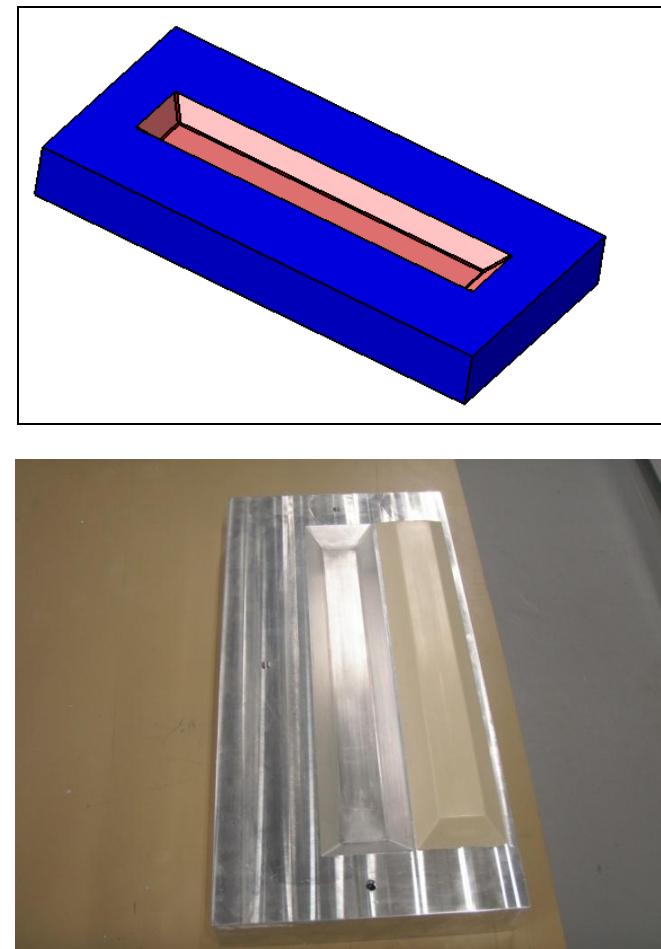
**Tableau 4-1: Matériaux potentiels pour la fabrication de l'âme**

Acheté			Fabriqué				
Bois de balsa	Corecell	Rohacell WF51	3M K1	3M K20	Expancell 930 DU120	Expancell 051DU40	Expancell 031DU40

La résine utilisée est la Lindoxy 190 combinée au durcisseur LS-252V dont la fiche technique se trouve à l'annexe 1 (la même utilisée au Chapitre 3). Les deux types de microsphères de la société 3M, la K1 et la K20 sont assez volumineuses, avec un diamètre de 120 microns pour K1 et de 105 microns pour K20. C'est leur résistance à la compression et leur densité qui les distinguent : K1 est plus légère (densité 0.125 g/cc) et moins résistante à la compression 13.8 Bar (200 psi), que la K20 qui a une densité de 0.2 g/cc et une résistance de 34.4 Bar (500 Psi). Ces deux types de microsphères sont stables thermiquement jusqu'à 600°C et chimiquement compatibles avec la majorité des produits. Les microsphères Expancell de la société Akzo Nobel sont creuses et formées d'un gaz encapsulé dans une coque thermoplastique. Lorsqu'elles sont chauffées, la coque en thermoplastique se ramollit et la pression du gaz augmente ce qui entraîne l'expansion de la coque permettant ainsi la multiplication de son diamètre par un facteur de 10. Les fiches techniques de ces microsphères se trouvent également à l'annexe 1.

### **4.3 Évaluation de la concentration optimale des microsphères.**

Avant la fabrication, il est important de bien caractériser le matériau. Dans la suite de ce chapitre, ce dernier sera nommé « mousse syntactique ». Comme ce travail est précurseur, une méthode empirique a été mise au point pour déterminer la concentration idéale pour le mélange. Un moule a donc été spécialement conçu tel qu'illustre à la Figure 4-1. Ce moule est en aluminium et a une cavité centrale de forme oméga mesurant 250 mm de long par 48 mm de large et 12 mm de profondeur. Les parois du moule ont un angle de 45°.



**Figure 4-1 : moule conçu pour la fabrication d'âmes : a) model CATIA; b) moule en Aluminium.**

Tout d'abord, ce sont des microsphères de 3M qui seront étudiées. Le fait qu'elles soient à base de verre les rend inertes et par conséquent, elles auront moins d'impact sur la réaction de polymérisation de la résine. Par contre, comme les microsphères Expancell ont une coque thermoplastique, elles réagissent avec la température et donc auront un effet sur la réaction de polymérisation. Leur évaluation se fera dans une seconde étape.

Pendant la fabrication, la concentration de microsphères a été augmentée jusqu'à qu'il n'y ait plus de migration de la résine, plus lourde, durant la cuisson. Les résultats d'une pièce, dans laquelle les microsphères ont migré, sont comparés à une pièce homogène à la Figure 4-2.



**Figure 4-2 : pièce fabriquée avec des microsphères 3M : a) avec 11% de K20; b) avec 24% de k20.**

La Figure 4-2a illustre une pièce fabriquée qui présente une migration importante de résine vers le bas du moule durant la cuisson en raison de la concentration insuffisante de K20. La pièce illustrée à la Figure 4-2b a par contre un aspect parfaitement homogène, ce qui permet de conclure que la concentration massique de K20 de 24% semble adéquate. Un essai à une concentration plus élevée de 27% a été également réalisé. Cependant le démoulage des pièces s'est avéré impossible car celles-ci étaient trop fragiles. La cause la plus probable de cette fragilité serait la réticulation incomplète de la résine bloquée par les microsphères de verre non réactives dans le mélange.

Les concentrations optimales sont de 15% pour les microsphères K1 et de 24% pour les microsphères du produit K20. La masse supérieure du K20 a minimisé la migration. Cependant il apparaît que le volume est corrélé à la migration. En effet, le pourcentage massique des concentrations optimales divisé par la masse volumique correspondante arrive à une constante de 120% de concentration volumique.

Les échantillons ont été préparés selon les instructions de la société LINDAU CHEMICALS, fournisseur de la résine Lindoxy. La résine et le durcisseur ont été incorporés dans une proportion de 1 à 1.6. Il est important de noter qu'une certaine quantité d'air est introduite dans le mélange lorsque les microsphères de verre ont été ajoutées. Les défauts et porosités lors de la fabrication

des premières pièces étaient dus aux bulles d'air qui restaient emprisonnées dans l'échantillon une fois le moule fermé en raison de la viscosité particulièrement élevée du mélange.

**Tableau 4-2 : Concentrations optimales et densités de la mousse pour les microsphères 3M**

Type de Microsphères	Concentration massique	$\rho$ (g/cc)	Concentration volumique
<b>K1</b>	0.15	0.125	1.2
<b>K20</b>	0.24	0.20	1.2

#### 4.3.1 Caractérisation thermique de la résine en M-DSC

Un calorimètre à balayage différentiel modulé, M-DSC Q1000 de TA Instruments (Figure 4-3) a été utilisé pour les mesures reliées à la polymérisation des échantillons. Ce modèle de DSC permet la modulation du signal en température. La différence entre le flux de chaleur modulé imposé et le flux de chaleur mesuré résultant de la transition thermique permet de séparer le signal en sa composante réversible reliée à la capacité calorifique et une composante non-réversible reliée à la cinétique de polymérisation. Cette différence réside au niveau de l'amplitude pour le signal réversible et au niveau de la position pour le signal non réversible. Il est donc possible de mesurer avec cet appareil une transition comme la réaction de polymérisation.



**Figure 4-3 : appareil de calorimétrie différentielle DSC, Q1000 TA Instrument.**

L'objectif de la caractérisation était de permettre une mise en forme optimisée des renforts de mousse syntactique. La première méthode proposée a permis de choisir une concentration de microsphères de verre, cependant les autres paramètres de mise en forme doivent également être optimisés afin d'obtenir des renforts homogènes, présentant un minimum de défauts et de porosité. Le principal défi était de trouver le temps et la température de mise en forme. Les échantillons utilisés pour les analyses de M-DSC ne sont pas polymérisés et ils ont une masse variant entre 5 et 10 mg. La séquence de mesure dynamique réalisée est la suivante :

1. Stabilisation à 30°C.
2. Modulation à une amplitude de  $\pm 0.79^\circ\text{C}$  pour chaque période de 60 secondes.
3. Isotherme de 2 minutes.
4. Cycle 1 - Rampe en chauffage de  $5^\circ\text{C}/\text{min}$  à  $280^\circ\text{C}$ .
5. Rampe en refroidissement de  $10^\circ\text{C}/\text{min}$  à  $20^\circ\text{C}$ .
6. Stabilisation à 30°C.
7. Modulation à une amplitude de  $\pm 0.79^\circ\text{C}$  pour chaque période de 60 secondes.
8. Isotherme de 2 minutes.
9. Cycle 2 Rampe en chauffage de  $5^\circ\text{C}/\text{min}$  à  $280^\circ\text{C}$

Un échantillon de référence a été réalisé avec la résine et le durcisseur seuls, puis les échantillons avec les microsphères de verre ont été fabriqués suivant les concentrations massiques optimisées de 15% pour le K1 et de 24 % pour le K20.

Le premier cycle en chauffage permet de définir la chaleur de réaction liée à la cinétique de la polymérisation tandis que le second cycle définit la température de transition vitreuse ( $T_g$ ) de l'échantillon polymérisé. Les résultats obtenus sont illustrés respectivement aux Figures 4-4 et 4-5, d'autres se trouvent à l'annexe 3.

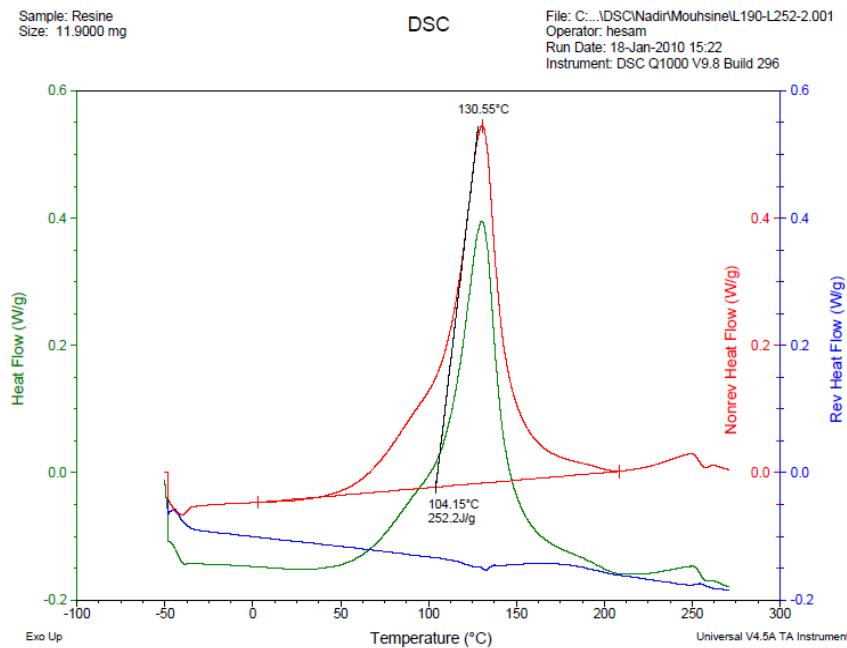


Figure 4-4 : température de transition vitreuse ( $T_g$ ) de la référence polymérisée.

La température de la transition vitreuse, correspond au point d'inflexion sur la courbe du flux de chaleur. Pour le cas de la résine étudiée, elle est de 171.53°C. Quant à l'enthalpie de la réaction ( $H_R$ ), elle est calculée en intégrant l'aire sous la courbe du flux de chaleur non réversible de  $T_g$  et de  $H_R$  sont regroupés au Tableau 4-3 pour les différents systèmes à l'étude.

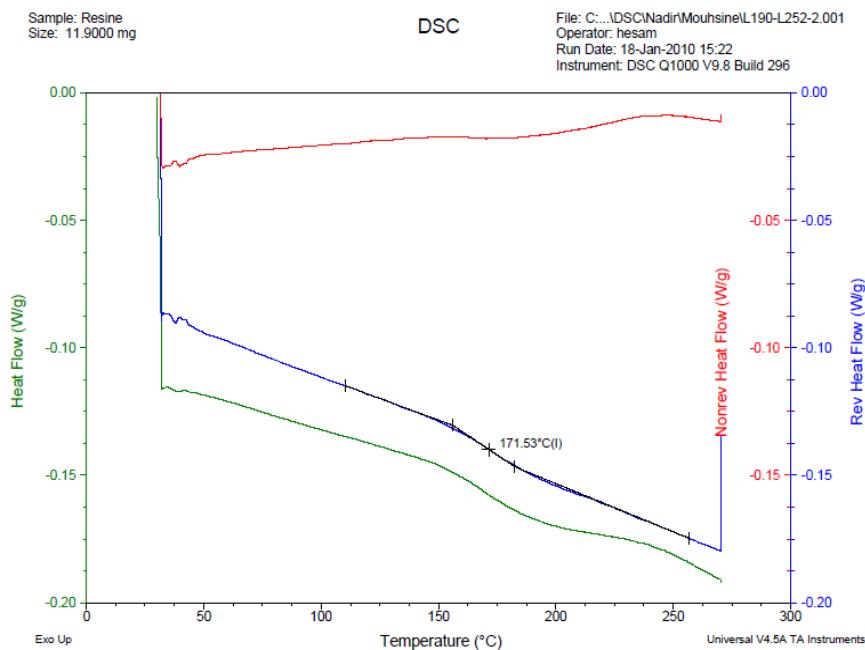


Figure 4-5 : flux de chaleur ( $H_R$ ) généré durant la polymérisation de la référence.

Le Tableau 4-3 regroupe tout les résultats obtenus, durant cette analyse.

**Tableau 4-3 : Tg et enthalpie de polymérisation pour les 3 échantillons**

Échantillon	H <sub>R</sub> [J/g]	T <sub>g</sub> [°C]
<b>Référence (résine seule)</b>	252.2	171.53
<b>3M [K1] = 0.15</b>	204.6	151.18
<b>3M [K20] = 0.24</b>	186.8	146.13

Des résultats obtenus, il semble que la température de la transition vitreuse (Tg) soit reliée à l'inclusion de microsphères de verre dans la résine. En effet,  $T_g$  diminue avec une plus grande concentration de particules, ce qui pourrait être expliqué par un blocage au niveau de la réticulation de la résine. Cette dernière aurait plus de difficultés à créer des ramifications entre les molécules durant la polymérisation en raison de la présence des particules, d'où une baisse de l'enthalpie de polymérisation. Lors de la mise en service de la mousse syntactique, il faudra également s'assurer de respecter les valeurs de  $T_g$  analysées afin que les températures de mise en service restent inférieures à cette dernière.

### 4.3.2 Caractérisation rhéologique de la résine

L'analyse rhéologique a été réalisée à l'aide du rhéomètre Anton Par MCR501 (Figure 4-6). Celui-ci a permis de caractériser la variation de viscosité des échantillons avec le changement en température. Les paramètres de mesure étaient les suivants :

- Géométrie : plaques parallèles jetables de 50 mm
- Température de départ : 23°C
- Rampe continue de 2°C/min
- Taux de cisaillement constant : 10 Hz
- 50 points de mesure
- Température finale : 120°C pour les trois échantillons



Figure 4-6 : rhéomètre MCR 501 d'ANTON Paar.

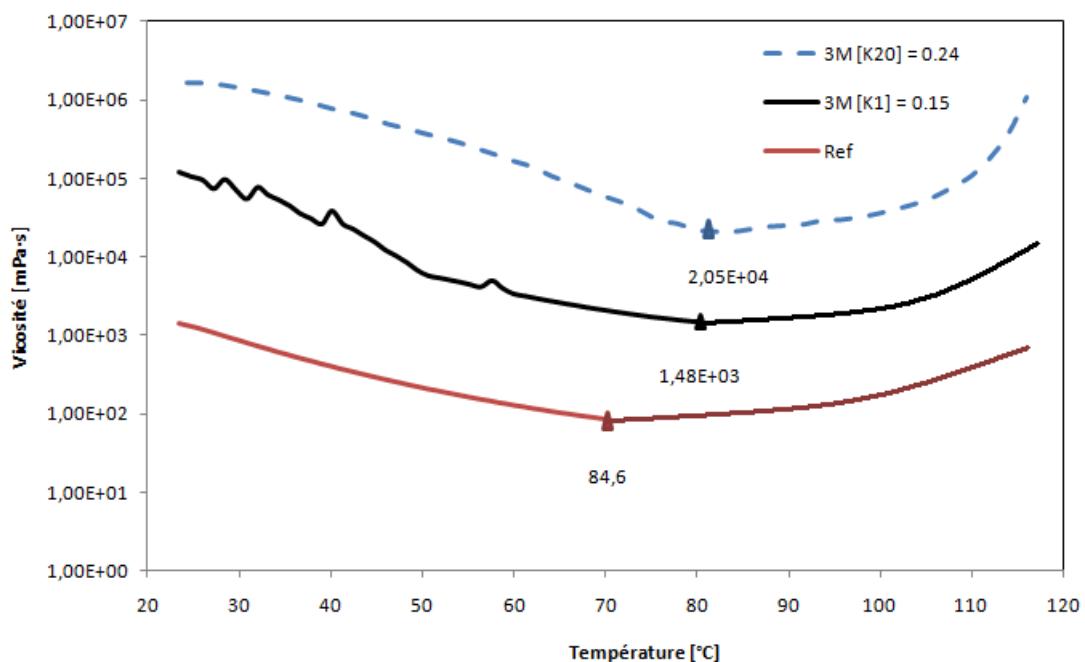


Figure 4-7 : variation de la viscosité en fonction de la température.

Les courbes de variation de la viscosité présentées à la Figure 4-7, illustrent une évolution similaire dans les trois cas. La viscosité des résines diminue avec la température jusqu'à une valeur seuil minimale qui correspond à un début de gélification autour de 80°C. Cependant, les valeurs minimales de ces viscosités sont atteintes à différentes températures. Pour la résine seule

prise comme référence elle est à son minimum à 71°C. Pour la résine chargé avec les bille de type K1 elle n'atteint son minimum qu'à 81.7°C et elle est de 1.48 Pa.s. Enfin, le dernier échantillon de résine chargé avec K20 atteint son minimum à 83.8°C et est de 20.5 Pa.s. Étant donné les valeurs élevées en viscosité, il est quasiment impossible de dégazer la mousse avant sa mise en forme.

## 4.4 Etude des microsphères de type Expancell

Cette seconde partie de la caractérisation porte sur d'autres additifs pour résine nommés Expancell. Ceux-ci sont de taille plus petite que les microsphères de verre 3M, et contrairement à ces derniers, ils ne sont pas inertes ni dans la résine ni par rapport aux changements de la température. Les matériaux utilisés lors de l'analyse sont les mêmes. La même résine époxy bicomposante lindoxy 190 sert de matrice pour les microsphères d'Expancell. Trois types de microsphères ont été utilisés: 930 DU 120 nommé « A », 051 DU 40 nommé « B », et 031 DU 40 nommé « C ». Le Tableau 4-4 résume leurs principales caractéristiques.

**Tableau 4-4: Propriétés de différents types de microsphères de type Expancell**

Type	Diamètre des microsphères [ $\mu\text{m}$ ]	$T_{\max}$ [°C]	Densité [g/cc]
A	28 - 38	191 – 204	$\leq 0.0065$
B	9 - 15	142 – 151	$\leq 0.025$
C	10 - 16	115 – 135	$\leq 0.012$

### 4.4.1 Préparation des échantillons

Les échantillons ont été préparés de la même façon que pour la caractérisation des microsphères 3M (voir section 4.2.1). Une quantité de résine époxy a été mélangée, puis différentes concentrations massiques de microsphères ont été ajoutées au mélange, de façon à obtenir un échantillon homogène. Un échantillon de référence de résine non chargée a également été

produit. Contrairement à la mousse syntactique, la résine chargée de microsphères Expancell n'est pas aussi visqueuse. Cependant, comme ces additifs ne sont pas inertes à la température, des essais de mise en forme ont dû être effectués avec de légères variations de concentration en fonction de la température. Il est ainsi possible de déterminer la densité de chaque échantillon et de confirmer la température d'expansion qui permet de produire une pièce intéressante.

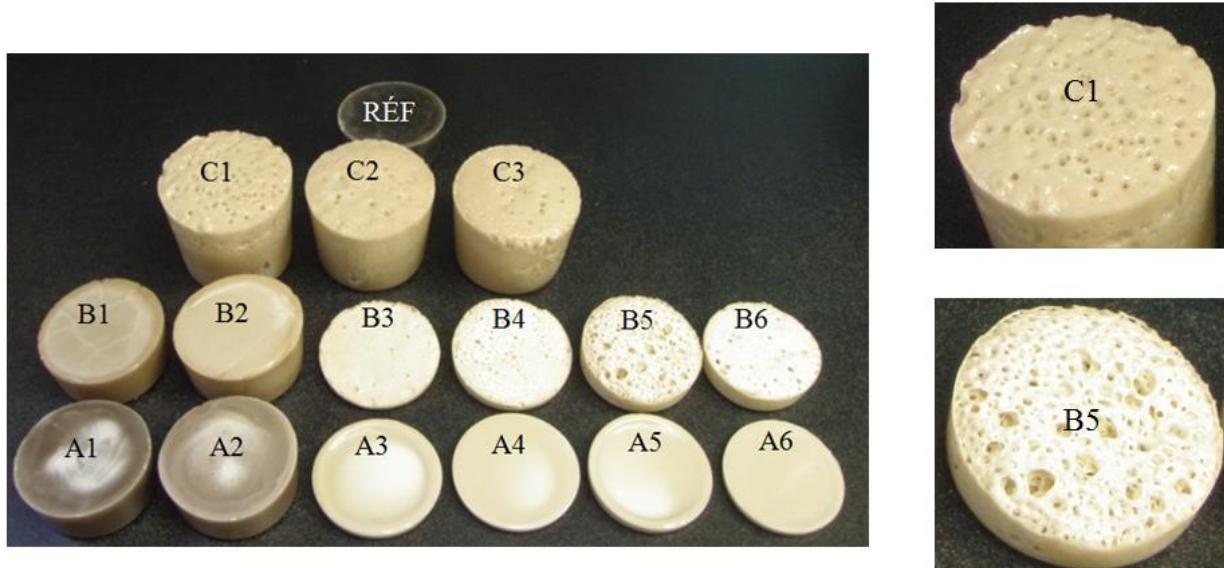
Les échantillons ont été déposés dans des pots gradués, de manière à pouvoir mesurer précisément leur volume, puis sont polymérisés au four à 85°C pendant 60 minutes. Ces paramètres de cuisson correspondent à ceux recommandés pour la résine Lindoxy. Les échantillons ont par la suite été pesés afin d'obtenir leur masse, et donc évaluer leur densité. Les échantillons ayant la plus faible densité seront retenus pour la suite de l'étude. La distribution des échantillons pour le premier essai est présentée dans le Tableau 4-5.

**Tableau 4-5: Échantillons caractérisés**

	Type	Concentration massique (Expancell) [%]
<b>Référence</b>	N/A	N/A
<b>A1</b>	930DU120	1
<b>A2</b>	930DU120	2
<b>A3</b>	930DU120	4
<b>A4</b>	930DU120	6
<b>A5</b>	930DU120	8
<b>A6</b>	930DU120	10
<b>B1</b>	051DU40	1
<b>B2</b>	051DU40	2
<b>B3</b>	051DU40	4
<b>B3_2</b>	051DU40	4
<b>B4</b>	051DU40	6
<b>B4_2</b>	051DU40	6
<b>B5</b>	051DU40	8
<b>B5_2</b>	051DU40	8
<b>B6</b>	051DU40	10
<b>B6_2</b>	051DU40	10
<b>C1</b>	031DU40	2
<b>C2</b>	031DU40	4
<b>C3</b>	031DU40	6

#### 4.4.2 Résultats

Deux types de microsphères (les échantillons B et C) ont pu être directement éliminés car ils présentent des porosités importantes qui auront un impact non négligeable sur les propriétés thermomécaniques. La Figure 4-8 illustre bien le phénomène de formation des porosités pendant la cuisson de l'échantillon B.



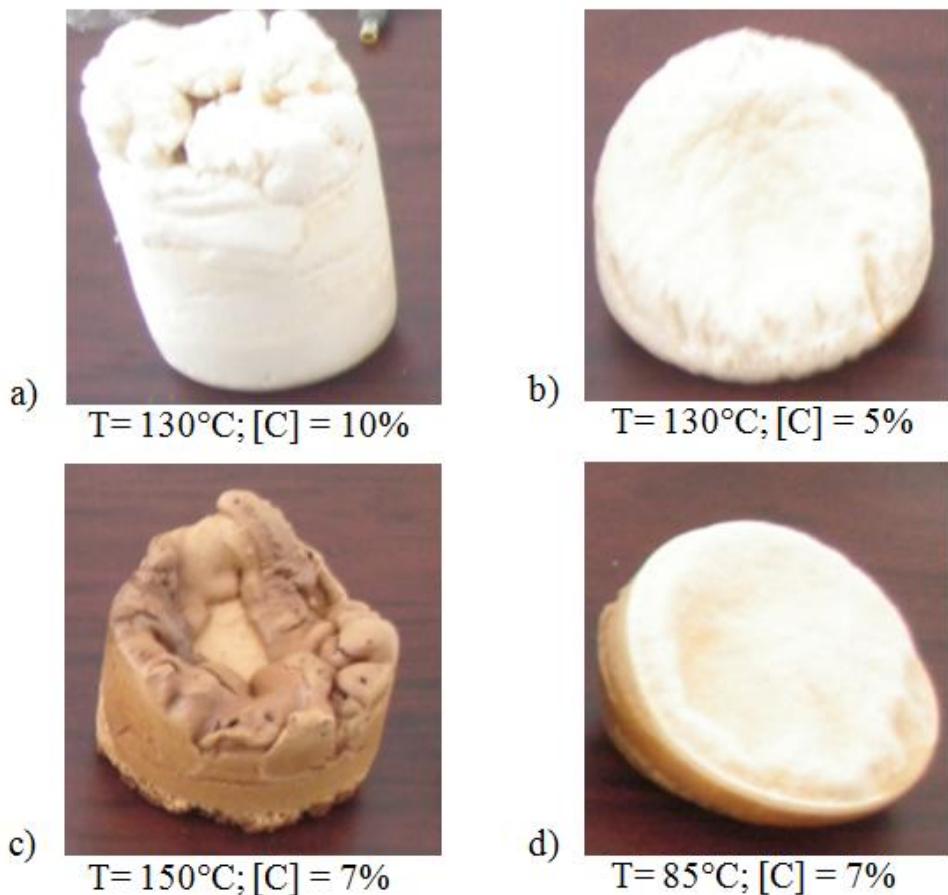
**Figure 4-8 : photographies des échantillons d'âmee fabriqués avec les microsphères Expancell : présence de porosités sur les échantillons B et C.**

Contrairement aux échantillons B et C, bien que les échantillons A ne présentaient aucune porosité, leurs densités sont peu intéressantes, car elles sont à peine plus basses que l'échantillon de référence tel que le démontrent les résultats du Tableau 4-6.

**Tableau 4-6: Densité des échantillons A et du matériau d référence**

Nom échantillon	Type Expancell	Masse totale [g]	Volume total [mL]	Densité [g/cc]
<b>Référence</b>	N/A	259	230	1.13
<b>A1</b>	930DU120	262	235	1.11
<b>A2</b>	930DU120	265	240	1.10
<b>A3</b>	930DU120	51.51	61	0.84
<b>A4</b>	930DU120	52.39	60	0.87
<b>A5</b>	930DU120	53.76	65	0.83
<b>A6</b>	930DU120	52.8	56	0.94

Il a donc été décidé de poursuivre le développement sur les échantillons A afin de définir les paramètres critiques pour une fabrication optimale, soit la concentration et la température de mise en œuvre. À cette fin, un plan d'expérience a été établi. Pour commencer, il fallait déterminer la meilleure concentration massique pour ce type de résine. Pour cela, tous les autres paramètres ont été fixés, la seule variable étant la concentration des microbilles. Par la suite, plusieurs températures ont été testées pour un intervalle allant de 90°C à 150°C. Une fois ces deux paramètres déterminés, il fallait adopter une stratégie de mise en œuvre. Ce travail s'est avéré plus complexe que prévu. En effet, il fut très difficile de déterminer le diamètre de l'évent du couvercle du moule : un diamètre trop large conduisait à des pertes de matière tandis qu'un diamètre trop petit empêchait l'expansion de la résine à cause de la pression interne développée à ce moment précis. La Figure 4-9 illustre quelques résultats obtenus.



**Figure 4-9 : échantillons d'Expancell à différentes températures et concentrations.**

L'analyse des résultats montre que la température a un impact sur le volume. Une faible température de mise en œuvre réduit l'expansion de mousse, qui prend donc un volume réduit pour une plus grande densité (Figure 4-9d). Au contraire, une température plus élevée donne une expansion hasardeuse (Figure 4-9c). L'existence d'un gradient de température de même que la vitesse d'expansion des billes font qu'une partie du mélange augmente en volume plus rapidement que l'autre. Une gélification précoce se produit, qui mène à une fabrication non homogène. L'effet de la concentration est aussi important que celui de la température car une concentration trop élevée donne un corps fragile et plein de porosités (Figure 4-9a), tandis qu'une faible concentration ne donne pas assez d'expansion et par conséquent donne une densité plus élevée que souhaitée (Figure 4-9b).

Une température de mise en œuvre de  $130^{\circ}\text{C}$  et une concentration optimale en masse de 7% ont été déterminées. La procédure de fabrication doit par la suite être définie pour cela, le moule

utilisé pour la résine syntactique de la compagnie 3M a été utilisé. Au cours des premières fabrications, le diamètre de l'évent étant très important, il a été donc décidé de faire varier ce diamètre progressivement jusqu'à l'obtention d'un résultat optimal. La Figure 4-10 illustre quelques résultats obtenus.



**Figure 4-10 : photographies de l'âme en Expancell.**

Les premiers résultats sont satisfaisants, malgré la présence de porosités. Cependant, les recherches ont été arrêtées en raison de l'absence complète d'information sur le comportement thermodynamique de ces billes. Pour cette raison, les âmes fabriquées avec des billes Expancell ne seront pas utilisées dans la suite de cette étude.

## 4.5 Fabrication de l'âme

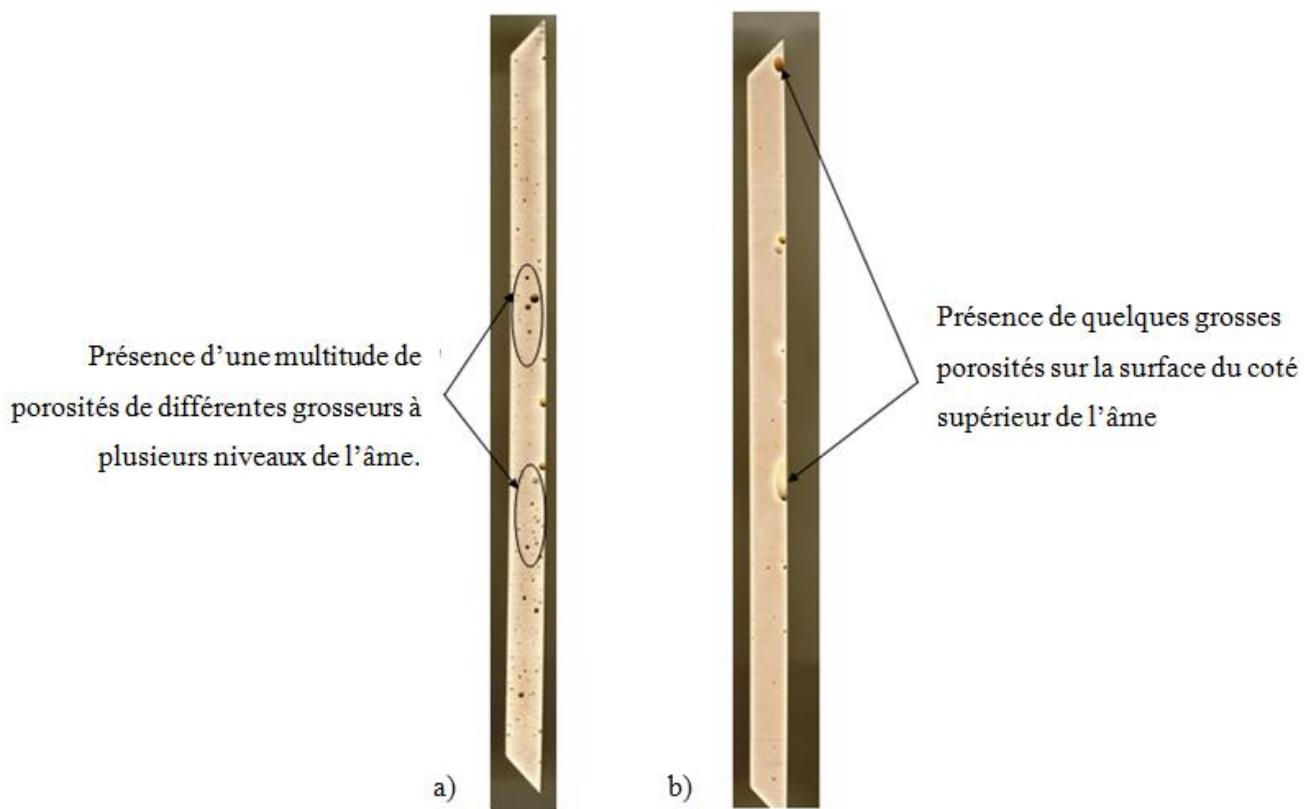
Après l'analyse des matériaux, il fallait produire des âmes de bonne qualité afin de pouvoir déterminer leurs capacité à résister aux conditions de fabrication par injection flexible, et par conséquent déterminer leur contribution à la rigidité des plaques composites.

Lors du mélange des échantillons et de l'inclusion des microsphères de verre, la tension de surface et la viscosité très élevées font de sorte que beaucoup de bulles d'air restent emprisonnées dans la résine. Afin de minimiser les porosités et rendre les pièces plus intègres, le moule a donc été préchauffé à une température de 80°C. Cette température correspond à la valeur minimale de la viscosité (voir Figure 4-6), cette étape permet donc de réduire la viscosité et de dégazer le mélange plus facilement. Les porosités dans le matériau sont donc réduites et il est possible d'obtenir un excellent fini de surface. La méthode de fabrication sélectionnée consiste donc à préparer la surface du moule à l'aide de l'agent démoulant, puis à le préchauffer jusqu'à 80°C.

L'échantillon est alors placé dans le moule et le tout est cuit au four à 150°C durant 25 min (pour fin de fabrication plus rapide)

#### 4.5.1 Analyse visuelle

Des échantillons ont été découpés à partir des pièces fabriquées afin de pouvoir déterminer quel type de microsphères présente la meilleure homogénéité et si le procédé choisi permet de fabriquer de bonnes pièces. La pièce K20 de la Figure 4-11 possède une meilleure homogénéité par rapport à K1. Ceci a été déterminé pour 4 échantillons choisis en fonction de leur poids et du fini de surface, afin d'obtenir un échantillonnage représentatif. Les pièces finales avaient toutes un bon fini de surface, un poids légèrement plus élevé que les premières pièces, grâce à l'étape de préchauffage. Par la suite les pièces ont été post-cuites à 200°C durant 2 heures (voir fiche technique de la résine à l'annexe 1), afin de terminer le processus de polymérisation.



**Figure 4-11 : découpe des pièces, 3M K1 (a), 3M K20 (b).**

## 4.6 Analyse des propriétés mécaniques

### 4.6.1 Matériaux

Cette étape d'analyse des propriétés mécaniques est cruciale, car elle permettra de choisir et d'optimiser la fabrication du renfort (âme) de la pièce composite sandwich. Les analyses ont été réalisées sur plusieurs types d'échantillons en compression, flexion et fluage, afin de cibler tous les types de chargement auxquels les renforts pourraient être soumis lors de leur mise en service.

L'objectif de l'analyse est de permettre le choix d'un type de matériau en fonction des propriétés mécaniques des renforts et des chargements auxquels les renforts seront soumis en service. Dans cette optique, l'analyse a pour but de trouver des valeurs spécifiques de force et de déplacement à la rupture. Les matériaux évalués au niveau des propriétés mécaniques sont les mousses syntactiques 3M K1 et 3M K20, le bois de balsa, le Nida Foam PET ou Corecell et deux types de Rohacell WF 51 et WF 71.

La mousse syntactique (Figure 4-12a) a déjà fait l'objet d'une analyse approfondie. Les étapes précédentes de caractérisation et de fabrication ont déjà été présentées. Le second matériau est le bois de balsa (Figure 4-12b), qui est utilisé dans plusieurs industries comme renfort dans des structures sandwich. Afin de pouvoir épouser les formes complexes, par exemple la coque d'un bateau, le bois de balsa est généralement découpé en section de quelques centimètres et collé sur un voile de fibres afin de le garder solidaire. Cette mise en forme le rend donc parfaitement inutile en flexion.

Les deux derniers matériaux sont semblables au balsa. Il s'agit de polymères de très basse densité, qui possèdent des propriétés mécaniques intéressantes en compression et cisaillement, mais sont cependant moins rigides en flexion. Le Corecell (Figure 4-12c) est surtout utilisé dans l'industrie nautique comme renfort dans les coques de bateaux de course ou même dans certain sous-marin. Le Rohacell est utilisé majoritairement dans l'industrie aéronautique. C'est un matériau de pointe permettant une utilisation dans des procédés avec pré-imprégnés en autoclave, ou avec la majorité des procédés d'infusion. Deux types d'âme Rohacell sont disponibles : le WF 51 et le WF 71, le second possède une densité plus élevée que le premier.

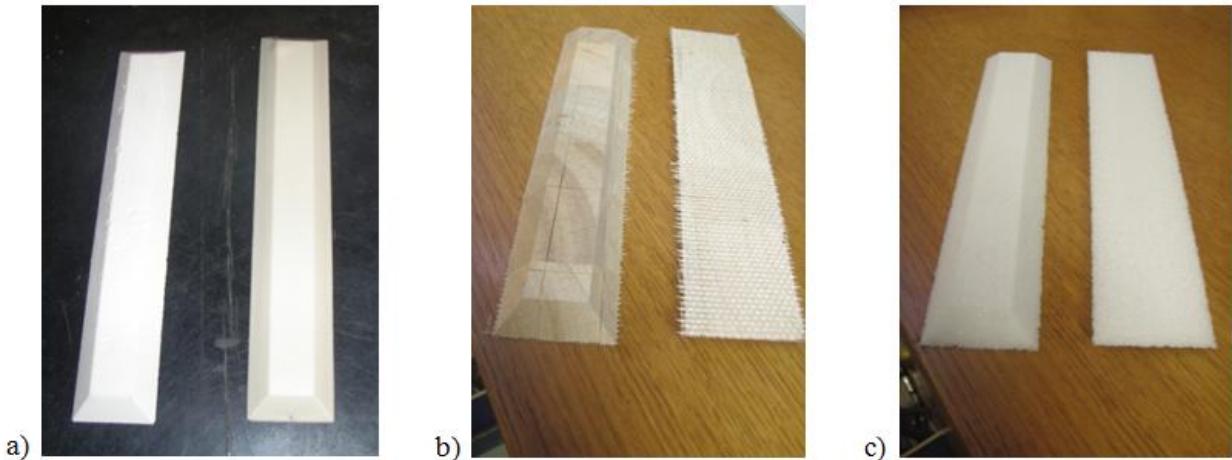


Figure 4-12 : exemples de matériaux : a) mousse syntactique; b) bois de balsa; b) Corecell.

## 4.6.2 Méthodes d'analyses

L'analyse comportait trois types d'essais : flexion 3 points, compression et fluage. Les trois types d'essais ont été effectués sur une géométrie non standardisée afin de pouvoir comparer facilement les différents renforts.

### 4.6.2.1 Préparation des échantillons

Les échantillons de mousse syntactique ont été préparés selon la méthode décrite à la section 3.5. Les matériaux achetés, ont été usinés aux dimensions du moule (voir Figure 4-12).

Les échantillons dédiés aux essais de flexion étaient entiers car aucune préparation supplémentaire n'était requise. Afin d'obtenir des valeurs représentatives, cinq essais ont été réalisés pour chaque renfort 3M K1 et 3M K20 et 3 essais pour le Corecell. Étant donné que ces derniers proviennent d'une fabrication industrielle, la variabilité entre les échantillons est moindre et trois essais présentent un échantillonnage suffisant. Les derniers essais pour les Rohacell ont été réalisés sur un seul échantillon, car il n'a pas été possible de se procurer plus d'échantillons dans le cadre du projet.

Les échantillons dédiés à la compression ont été découpés en section de 72 mm, afin que leur surface soit suffisamment grande pour minimiser l'impact des défauts et porosités. Les essais ont été réalisés 6 fois pour les mousses syntactiques 3M K1 et K20, 4 fois pour le bois de balsa et 3 fois pour le Corecell. Les essais sur le Rohacell ont été effectués uniquement sur le WF 51 à raison de 3 échantillons par essai.

L'analyse de densité a été réalisée sur 2 renforts pour le bois de balsa, 3 renforts pour le Corecell, et respectivement 10 et 14 échantillons pour les mousses K1 et K20 de 3M. Cet échantillonnage est différent car la fabrication des renforts est manuelle contrairement aux renforts Corecell et balsa provenant de l'industrie. Le renfort Rohacell n'a pas été évalué car sa densité est déjà connue de la fiche technique (voir Annexe 1).

Les essais de fluage ont été réalisés seulement pour les renforts en mousse syntactique K20 de 3M, car une partie des analyses avait déjà été faites précédemment et cette mousse semble présenter la meilleure performance pour l'évaluation de la résistance au fluage.

#### 4.6.2.2 Appareillage et séquences d'essais

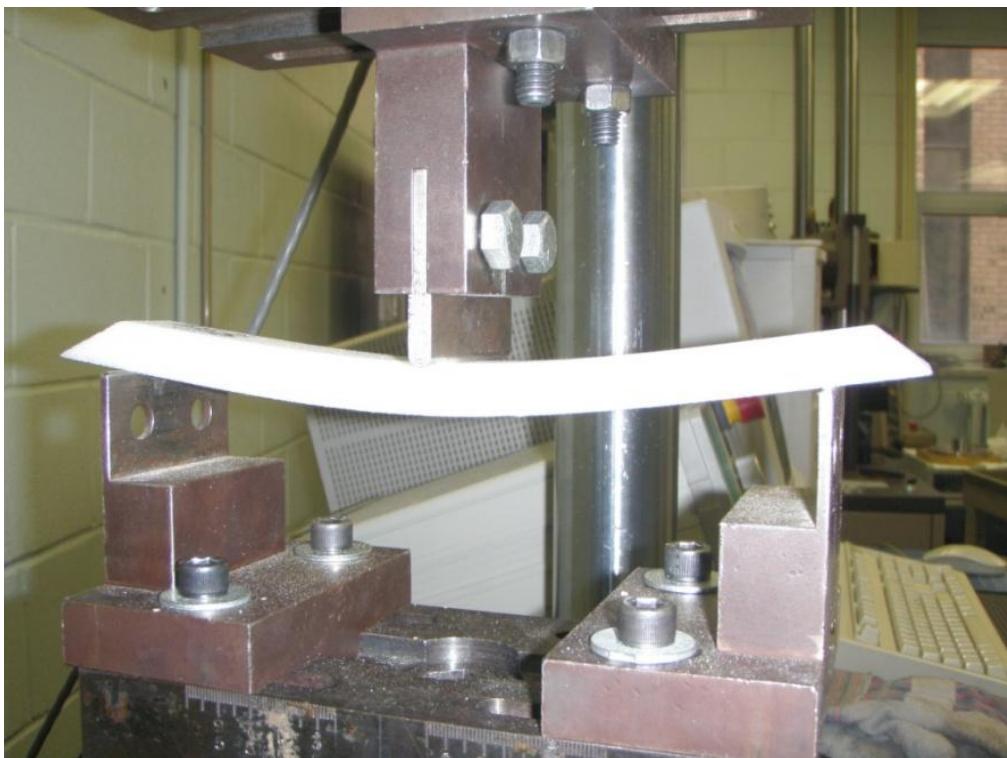


**Figure 4-13 : montage du test de compression.**

Les essais en compression ont été réalisés à l'aide d'une machine universelle équipée d'une cellule de charge de 100 kN (voir Figure 4-13). La vitesse de déplacement du plateau supérieur est de 2 mm/min et la fréquence d'acquisition de 1 Hz. Aucune condition d'arrêt à la rupture n'a

été définie. L'appareil donne les réponses en temps, déplacement et force, ce qui permet par la suite de calculer les résistances à la rupture, ainsi que des valeurs de rigidité des échantillons.

Les essais en flexion 3 points ont également été réalisés sur une machine universelle d'essai personnalisée équipée d'une cellule de charge de 50 kN. La vitesse du déplacement de la partie mobile a été fixée à 2 mm/min avec une fréquence d'acquisition de 2 Hz. La condition d'arrêt a été prédefinie à 50% de la valeur de la force par rapport à sa valeur enregistrée au point précédent. La distance entre les appuies a été fixé à 209 mm.



**Figure 4-14 : montage du test de flexion.**

À l'aide de ces paramètres d'essais, il est possible d'obtenir des valeurs non normalisées de rigidité. Les coordonnées des points en déplacement et en force permettront ainsi d'obtenir la rigidité du matériau. Le dernier essai a été effectué à l'aide d'une presse de 30 tonnes munie de plaques chauffantes. Le montage a permis de déterminer la résistance au fluage thermique des renforts K20 de 3M. Trois pièces ont été placées entre les deux plateaux de la presse et soumises à une pression de 2 tonnes à une température de 180°C pendant 3 heures afin de simuler les effets

de la pression de 8.3 Bar (120 Psi) du moule durant la fabrication. Étant donné que la presse n'a pas de système d'acquisition automatique des données, il a fallu vérifier la température tout au long du déroulement de l'expérience. Avant de procéder à ces essais destructifs, tous les échantillons ont été pesés et leur densité a été calculée.

#### 4.6.2.3 Analyses des résultats

Les principaux résultats obtenus sont résumés au Tableau 4-7. Cette analyse a pour but de déterminer quel renfort possède les meilleures propriétés mécaniques. Pendant les essais, il a été constaté que les renforts en résine chargée se comportent de façon fragile lors de la flexion : ils cassent en effet sans aucune déformation plastique, tandis que les autres échantillons se comportent de façon ductile. La force limite à la fracture n'a pu être déterminée, car à la déflexion maximale du montage, ceux-ci n'avait pas encore commencé à se déformer de façon permanente. Les résultats des essais sont présentés au Tableau 3-7:

**Tableau 4-7: Résumé des essais mécaniques**

	Mousse syntactique		Balsa	Corecell	WF 51	WF 71
	3M K1	3M K20				
<b>Densité [g/cc]</b>	0.39	0.43	0.164	0.150	0.052 <sup>6</sup>	0.075 <sup>6</sup>
<b>Essai en flexion</b>						
<b>Rigidité [N/mm]</b>	29.23	45.78	N/A	1.99	2.24	5.32
<b>Force à la rupture [N]</b>	206.7 ± 6.7	229.02 ± 13.2	N/A	N/A	N/A	N/A
<b>Essai en compression</b>						
<b>Rigidité [MPa/mm]</b>	14.26	22.38	23.72	4.18	1.07	N/A
<b>Résistance limite [MPa]</b>	15.48 ± 0.65	26.00 ± 0.21	17.30 ± 3.79	3.04 ± 0.08	0.84 ± 0.01	1.7

<sup>6</sup> : Les données proviennent de l'information du fabricant à l'annexe 1.

La rigidité est le rapport entre une contrainte et la déformation dans un essai mécanique. C'est une grandeur qui se mesure en mégapascal (Mpa) ou N/mm<sup>2</sup>. Les essais réalisés ne sont pas normalisé. Les valeurs obtenues ici sont des déplacements résultants quand une force ponctuelle est imposée (et à une contrainte). Dans la suite du développement cette rigidité sera appelée rigidité en flexion et aura N/mm comme unité.

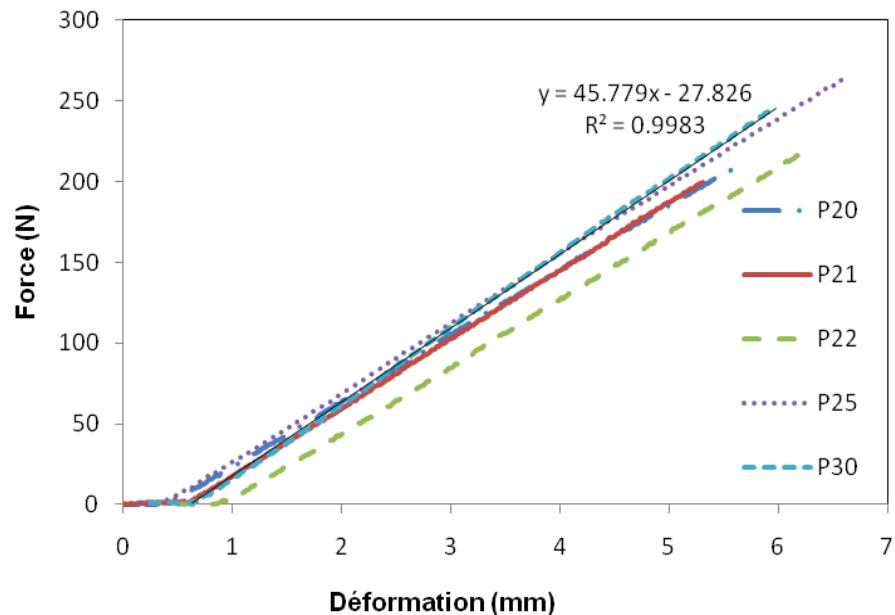


Figure 4-15 : résistance en flexion pour le K20 de 3M.

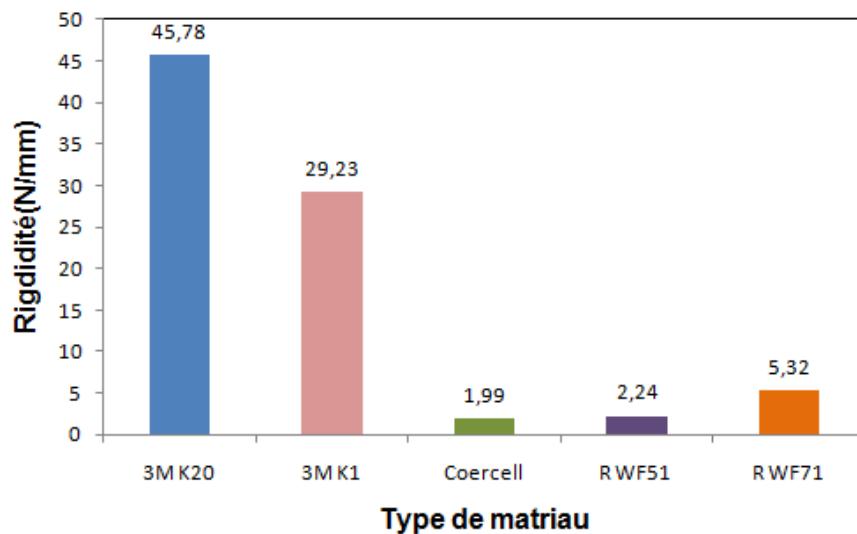
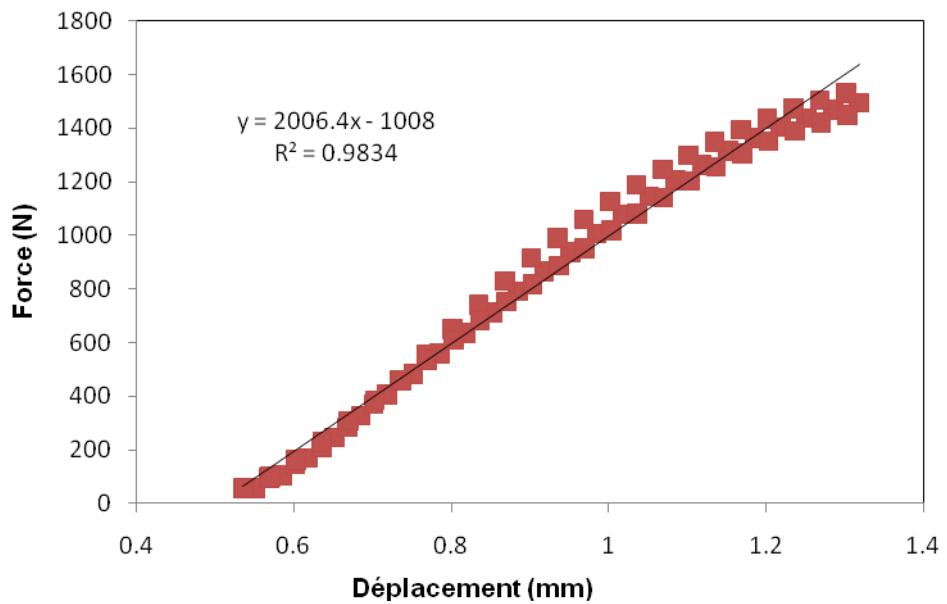
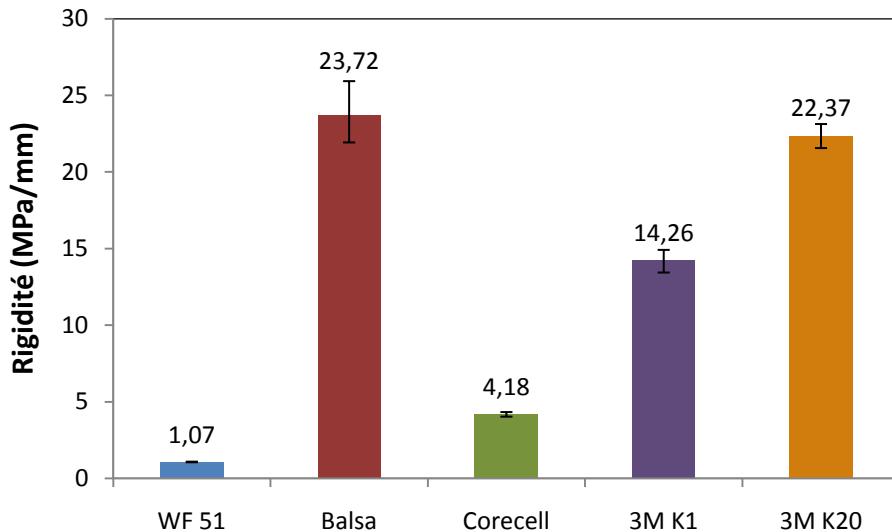


Figure 4-16 : rigidité en flexion selon le type de matériau.

La Figure 4-15 trace la force en fonction de la déformation pour plusieurs échantillons du renfort de mousse syntactique K20 de 3M. La valeur de la rigidité en flexion a été déterminée à partir de ces courbes. La rigidité en flexion qui correspond à la pente de ces droites est de 45.78 N/mm. Cette rigidité ne correspond pas au module d'Young, puisque la méthode d'analyse n'est pas normalisée. Cependant, comme la géométrie de toutes les éprouvettes était la même, les valeurs sont toutes sur un même mode de flexion. Tous les coefficients de corrélation possèdent une valeur proche de l'unité, cela montre que la rigidité obtenue est une approximation raisonnable du comportement des échantillons. La Figure 4-16 présente les coefficients de rigidité en flexion pour tous les renforts étudiés.



**Figure 4-17 : mesure de rigidité en compression du Rohacell WF 51.**



**Figure 4-18 : rigidité en compression pour la géométrie selon le type d'échantillon.**

Les rigidités en compression ont été calculées de manière similaire aux essais en flexion, soit à l'aide d'une régression linéaire tel qu'illustré à la Figure 4-17. La pente de la droite en N/mm correspond à la rigidité en compression. Étant donné que la longueur des échantillons variait pour le balsa, les données ont été normalisées en fonction de la longueur. La rigidité tracée à la Figure 4-18 est donc exprimée en Mpa/mm pour tous les échantillons au lieu de N/mm comme à la Figure 4-17.

Tel que le montrent les résultats obtenus, la rigidité en compression et en flexion des mousses syntactiques est largement supérieure à celle des autres matériaux. Le balsa offre également une rigidité importante en compression, mais celle-ci varie beaucoup d'un échantillon à l'autre, ce qui ne le rend pas aussi intéressant que les renforts de mousse. De plus, comme le balsa ne peut pas prendre d'efforts en flexion, ce matériau ne sera pas considéré ici.

Les résistances à la rupture ont été reportées graphiquement à la Figure 4-19 par des courbes donnant la force en fonction du déplacement. La force maximale à la rupture correspond au point d'inflexion des courbes.

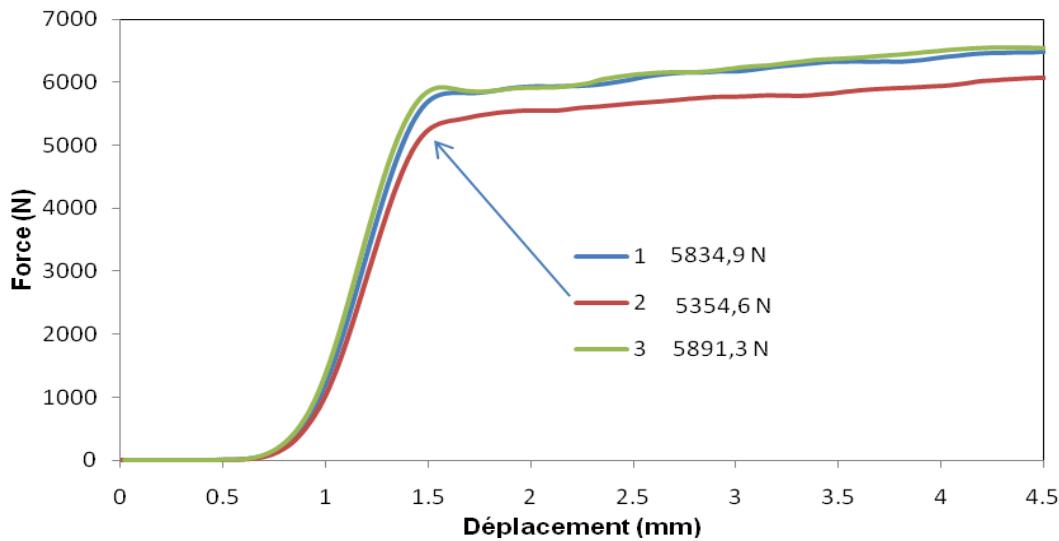


Figure 4-19 : essais de compressions du Corecell.

La Figure 4-20 montre le sommaire de ces résultats pour l'ensemble des échantillons évalués. Encore une fois, les résultats des mousses syntactiques sont plus intéressants ainsi que ceux du balsa.

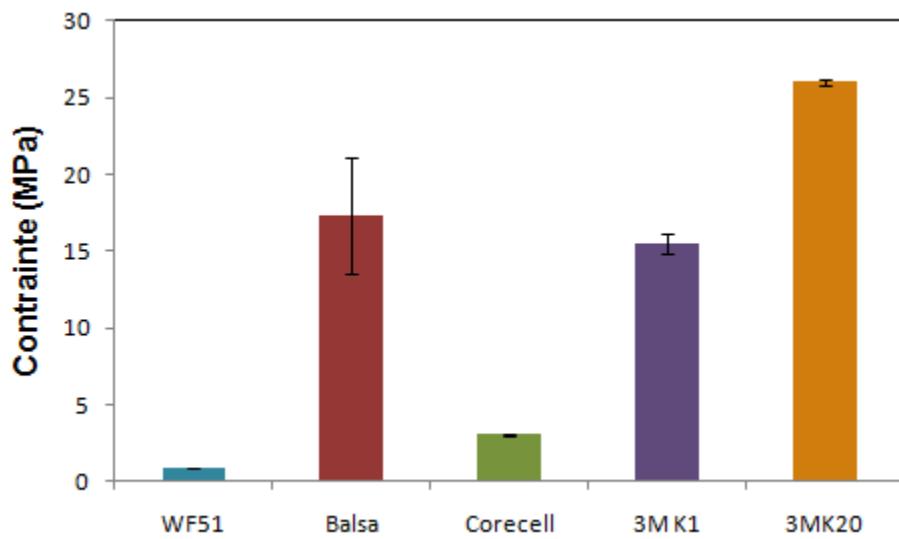


Figure 4-20 : résistance à la rupture en compression.

Le matériau de l'âme retenu à partir des résultats expérimentaux est la mousse syntactique K20 de 3M à concentration massique de 24%. Bien que sa densité soit bien supérieure à celle d'autres matériaux comme le Corecell ou le Rohacell, ce matériau présente la particularité d'être étanche à la résine et à l'humidité, ce qui n'est pas le cas des deux premiers. Un autre avantage de ce matériau d'âme est de ne pas requérir de condition spéciale d'entreposage.

Un dernier essai de fluage a donc été réalisé sur des pièces K20 de 3M afin de simuler une mise en forme par procédé d'injection flexible à une pression de 120 Psi à 180°C. Lors de cet essai, les pièces ont très bien répondu, ne présentant aucune déformation sur une durée expérimentale de 3 heures (durée moyenne d'un cycle de fabrication avec une résine certifiée aéronautique). Le seul changement visible a été un assombrissement des pièces suite à leur post-cuisson. Comme l'appareil ne possédait aucun système d'acquisition de données, aucune donnée numérique ne peut être présentée. Des photos ont été donc prises, qui sont reproduites à la Figure 4-21.



**Figure 4-21 : cycle du test de fluage à 8.3 Bar, 180°C pendant 3 heures.**

La Figure 4-21 illustre les étapes du test de fluage thermique réalisé sur la mousse syntactique K20. Les échantillons sont déposés entre les deux plateaux du moule (4-21a). Par la suite, le dernier est fermé (4-21b) à une pression de 2 tonnes afin de simuler une pression équivalente à 8.3 Bar (120 Psi) et chauffé pendant 3 heures. Le résultat (4-21c) montre une bonne résistance de l'échantillon. Aucune déformation n'a été relevée, excepté un assombrissement de la mousse à cause de la post cuisson de la résine.

## 4.7 Conclusion

L'optimisation de la fabrication du matériau de l'âme pour les résines chargées de microsphères de verre 3M de type K1 et K20 a été réalisée. En outre l'étude du comportement des billes « Expancell » a permis de déterminer leurs avantages et leurs limites d'utilisation. Des renforts en mousse syntactique et en mousse « Expancell » ont été fabriqués. Dans le cas des billes de verre de 3M les résultats des essais mécaniques obtenus de compression et de flexion, de même que l'évaluation visuelle ont été très satisfaisant, alors que dans le cas des microsphères « Expancell », la recherche doit continuer afin de mieux comprendre le comportement de ces billes dans un milieu chimiquement agressif tel que l'époxy.

La comparaison de cinq type de matériaux les plus utilisés dans l'industrie des composites a permis de faire un choix judicieux reposant sur la réponse aux essais mécaniques en flexion, compression et fluage thermique du renfort de l'âme du composite. Les mousses K20 de 3M offrent des plages de rigidité et de résistance bien supérieures au Rohacell et Corecell. Elles ont donc été choisies bien que leur densité soit plus importante.

## CHAPITRE 5 FABRICATION D'UNE PLAQUE AVEC UN RENFORT EN OMÉGA

### 5.1 Introduction

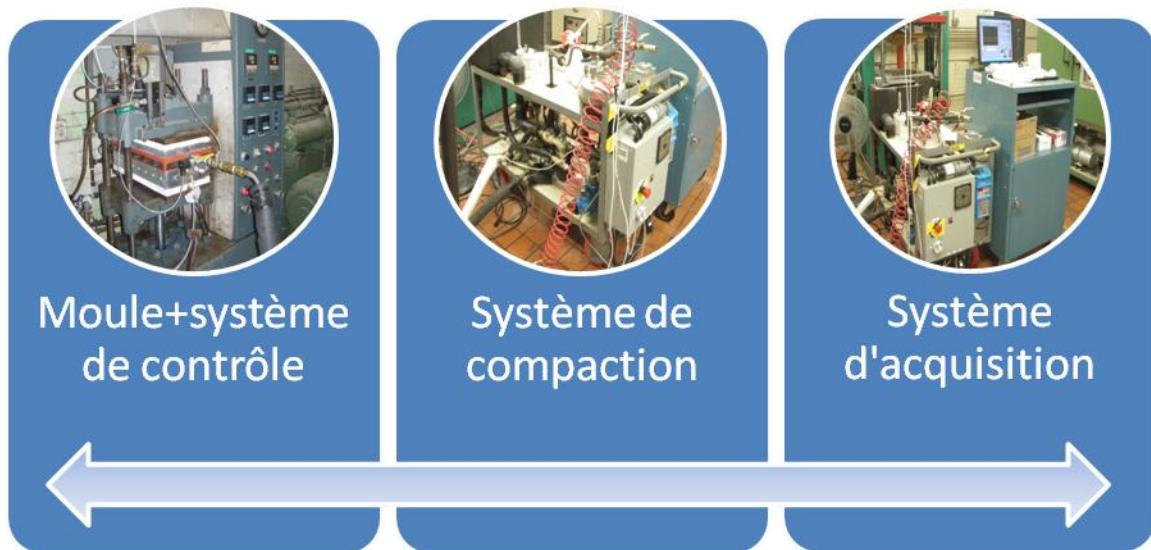
En 2003 au sein du CCHP, une demande de brevet sur un nouveau procédé de fabrication appelé injection flexible ou *Polyflex* [9], a été déposé. Ce procédé, dont la demande de brevet est en cours, permet de fabriquer des composites à haute performance sans avoir recours à un autoclave. *Polyflex* utilise une membrane souple montée sur un moule rigide pour couvrir le stratifié. Un fluide est injecté entre le moule et la membrane afin de créer une pression de compaction. Ce processus permet de consolider des pièces composites à haute pression sans avoir recours à des équipements coûteux.

Dans le présent chapitre, la faisabilité du procédé *Polyflex* pour la fabrication de panneaux autoraidis sera évaluée. En effet, jamais auparavant une telle pièce n'a été fabriquée par injection flexible. Une étude expérimentale a donc été prévue afin de réaliser une évaluation complète du procédé. À cette fin, 20 plaques seront injectées dont 10 simples et 10 autoraidies. Dans cette étude, les objectifs suivants ont été visés :

- déterminer la température de transition vitreuse de la résine ( $T_g$ ), le temps de gel à une température déterminée et la variation de sa viscosité en fonction de la température;
- déterminer le comportement du tissu en compaction-relaxation;
- évaluer la pression de compaction en fonction du taux de fibres selon la relation d'équilibre de Terzaghi;
- évaluer l'efficacité de la stratégie de compaction;
- étudier l'influence du raidisseur sur les propriétés mécaniques du composite.

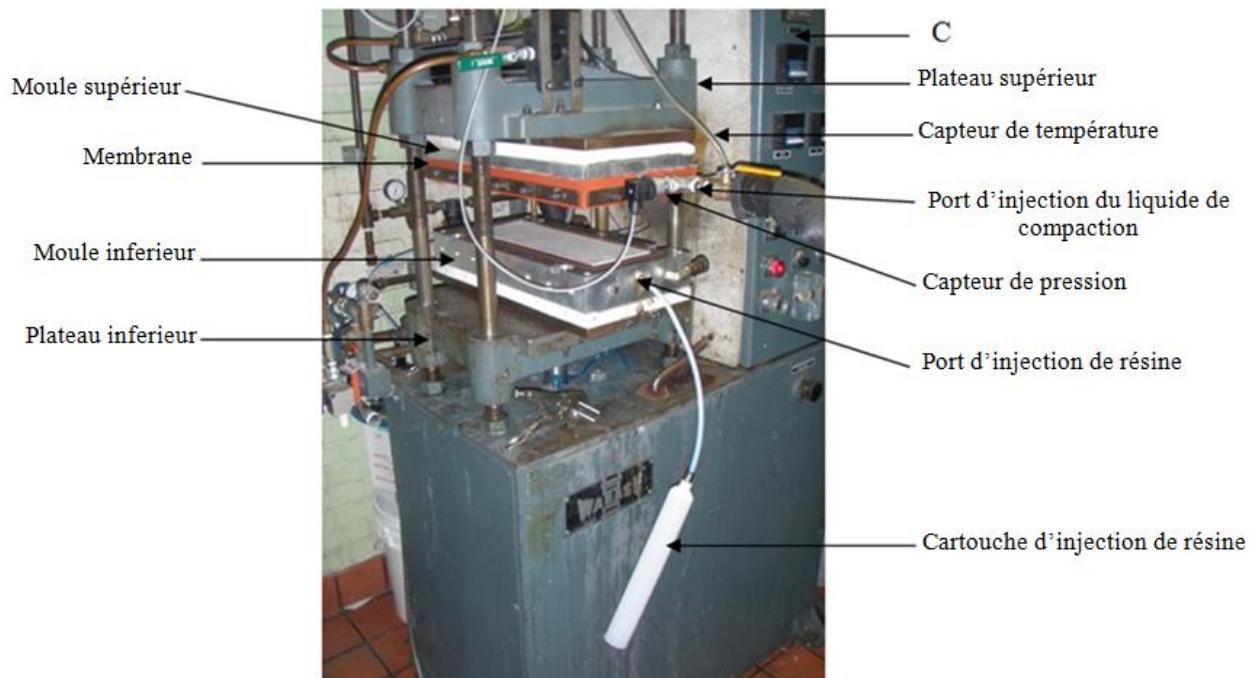
### 5.2 Description du système *Polyflex*

Le système de fabrication *Polyflex* se compose essentiellement de quatre éléments majeurs : le moule, le système d'injection, le système de compaction et le système d'acquisition. Trois de ces éléments sont illustrés à la Figure 5-1.



**Figure 5-1 : système de fabrication Polyflex (laboratoire des composites de Polytechnique (LCP)).**

Le dispositif de fabrication comprend également le système d'injection bien qu'il ne soit pas présenté dans la Figure 5-1. Le moule est en fait le premier maillon de la chaîne de fabrication par injection flexible. La Figure 5-2 donne plus de précisions sur le montage du moule et la Figure 5.3 présente le panneau de contrôle.



**Figure 5-2 : moule + système de contrôle (LCP).**

La Figure 5-2 illustre le système utilisé pendant la fabrication des plaques autoraïdies. Les principales composantes sont le plateau supérieur de la presse (1), le plateau inférieur (10), le moule supérieur (7) et le moule inférieur (9), la membrane (8) montée sur le moule supérieur, la cartouche d'injection (6), les ports d'injection de résine (5) et du liquide de compaction (3). Enfin, pour récolter les données pendant la fabrication, plusieurs capteurs de pression et de température sont montés sur le moule. Sur la Figure 4-2 sont représentés seulement deux tels capteurs celui de la pression (4) et de la température (2). La température et la pression de fermeture de la presse sont contrôlées par le système (c).



**Figure 5-3 : panneau de contrôle (c).**

Ce panneau sert principalement à contrôler la température du moule au moment de l'injection, de même que pour toute la durée de la fabrication. La pression de fermeture de la presse est également contrôlée, de telle sorte que les pressions lors de la phase de compaction puissent atteindre 17.3 Bar (250 Psi) entre les deux plateaux du moule. Également illustrés la commande de pression de fermeture calibrée de 0 à 50 tonnes, deux contrôleurs de température et les commandes de fermeture et d'ouverture.

Dans la fabrication par injection flexible, l'imprégnation et la consolidation du laminé se font par le biais d'un liquide injecté dans la chambre de compaction. Dans cette optique, un système a été développé dans un travail précédent. Ce dispositif contrôle à la fois la pression, la fréquence d'alimentation et la température du liquide. Il est illustré à la Figure 5-4 et comprend deux réservoirs, un échangeur de chaleur et une pompe munie d'une tête à trois pistons modulables. Ceci permet de réguler la fréquence de compaction en mode cyclique. L'étude de ce système [10] a montré que les meilleurs résultats sont obtenus avec le fonctionnement de deux pistons. Cette configuration sera utilisée pour les fabrications. Le contrôle et le suivi des paramètres de fabrication sont effectués à l'aide d'un système d'acquisition de données utilisant un logiciel d'interface Labview.



Figure 5-4 : système de compaction.

### 5.2.1 Description du moule

La particularité de ce projet, réside dans la forme de la pièce fabriquée. Jusqu'à présent, aucun manufacturier n'a réussi à développer une méthode de fabrication efficace aboutissant à une pièce de classe aéronautique autoraidie avec une forme oméga. Le moule *Polyflex* est conçu pour fabriquer la plaque nervurée en une seule étape. Étant en acier (voir Figures 5-5 et 5-6), le moule présente une nervure (1) dans la partie centrale. Ceci permet l'injection de la préforme avec l'âme en une seule séquence. La nervure est disposée dans une cavité (2) de 406 mm x 140 mm x 3 mm. Le port d'injection (3) et l'évent (4) sont placés de manière à faciliter le démoulage. Une rainure (5) est disposée autour de la cavité d'injection pour loger le joint d'étanchéité. Finalement, les trous (6) permettent de fixer le moule sur le plateau inférieur de la presse.

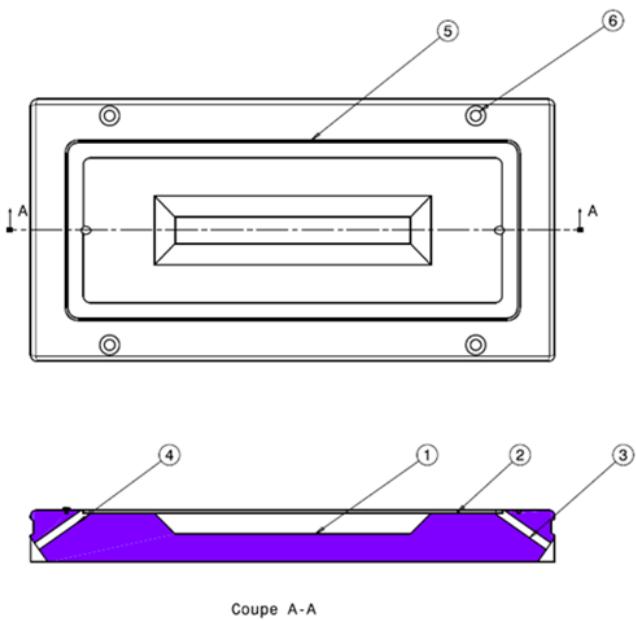


Figure 5-5 : moule rectangulaire avec une nervure en oméga

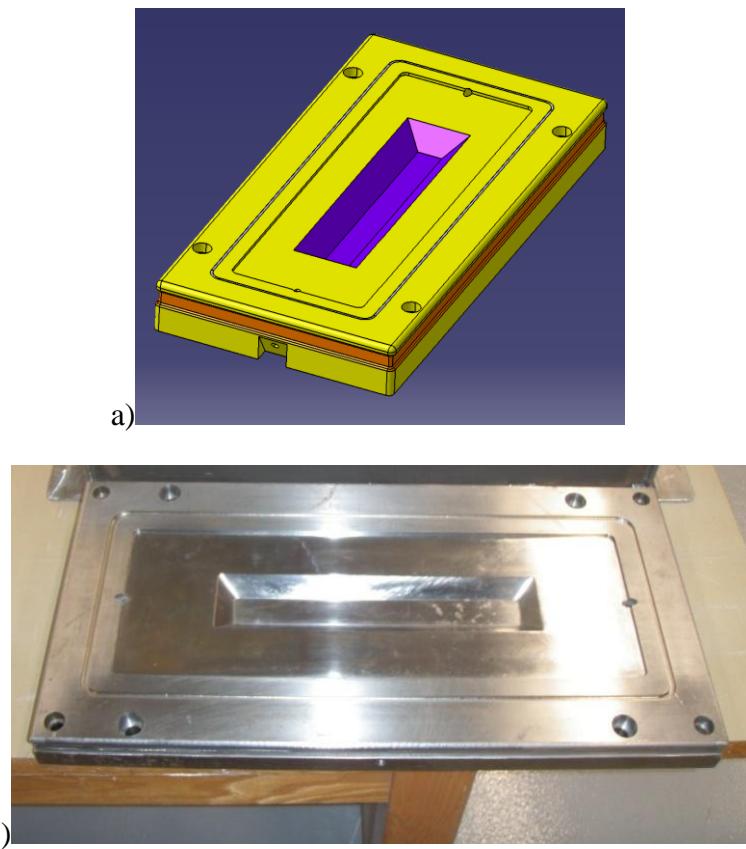


Figure 5-6 : moule rectangle avec une cavité centrale: a) représentation CAD; b) photo du moule en acier.

## 5.3 Fabrication d'un panneau autoraidi en fibres de verre

### 5.3.1 Matériaux

- **Résine et caractéristiques thermiques et rhéologiques**

Le durcisseur anhydride LS 252V est formulé pour être utilisé avec la résine LINDOXY190 pour des applications nécessitant des hautes températures de transition vitreuse et d'excellentes propriétés physiques. Ce système de résine époxy a un temps de vie assez long et une viscosité initiale relativement faible. La cuisson de la résine est rapide pour des températures élevées. Ces caractéristiques, couplées à une excellente adhérence pour plusieurs renforts comprenant les fibres de verre et de carbone, font de cette résine un excellent choix pour les applications de moulage par injection liquide.

Pour une meilleure compréhension du comportement de cette résine dans les conditions de fabrication par injection flexible, trois caractérisations ont été réalisées : l'évaluation du temps de gel en rhéologie pour une température donnée, l'évolution de la viscosité en fonction de la température et la détermination de la température de transition vitreuse ( $T_g$ ) en M-DSC. Le temps de gel est déterminant pour le choix de la température du moule durant l'injection. Avec la connaissance de la viscosité de la résine, ces considérations permettront de bien définir les paramètres d'injection.

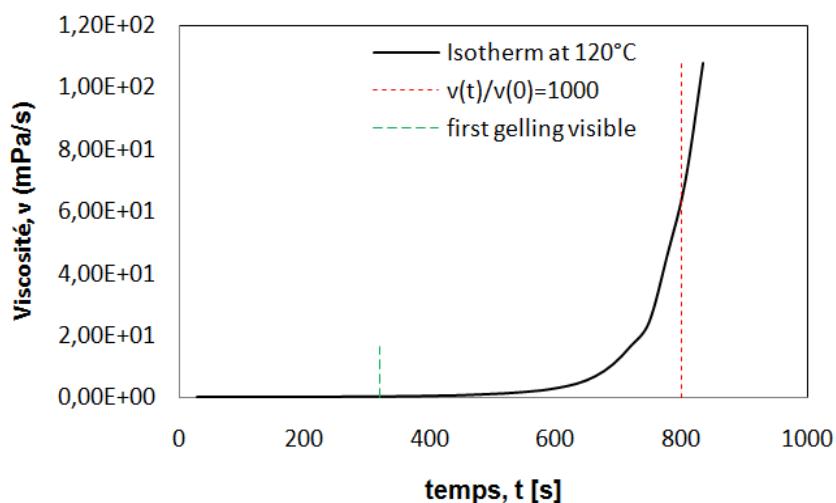
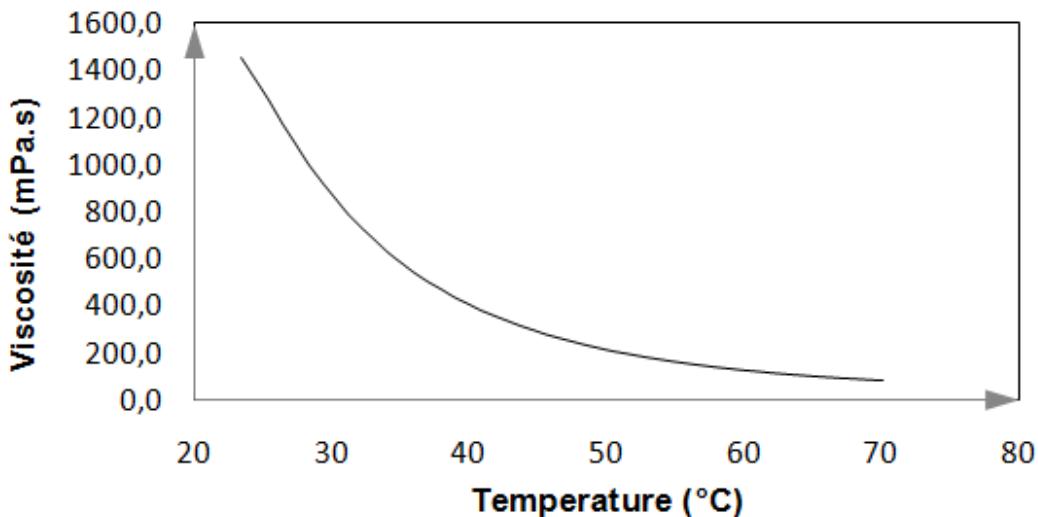


Figure 5-7 : évolution de la viscosité et définition du temps de gel de la résine à 120°C.

La Figure 5-7 illustre l'évolution de la viscosité de la résine en fonction du temps pour une isotherme à 120°C. Le début du processus de gélification se situe vers 4.7 minutes pour cette température et la viscosité augmente de manière asymptotique autour de 780 secondes (13 minutes) vers une valeur infiniment plus grande.



**Figure 5-8 : évolution de la viscosité en fonction de la température.**

La Figure 5-8 montre l'évolution de la viscosité en fonction de la température pour un échantillon de résine. La viscosité est de l'ordre de 1500 mPa.s à température ambiante descend à 180 mPa.s à 70°C. Des essais ont été réalisés pour cinq échantillons d'un même lot. La variabilité constatée n'était pas significative. La température de transition vitreuse ( $T_g$ ) a été déterminée antérieurement comme étant de 171.53°C.

### • Renfort fibreux et caractéristiques mécaniques

Le développement de la nouvelle méthode de préformage par rayonnement ultraviolet, ainsi que la forme des plaques fabriquées, ont dicté le choix du tissu et le type de fibres au chapitre 3. Étant donné que la forme en Oméga de l'âme exige une certaine flexibilité du tissu pour faciliter son drapage et le maintien de l'orientation des fibres autour de l'âme, le choix du tissu est le TG-54-N en fibres de verre de type E de la compagnie JB Martin. Ce dernier n'est pas serti, ni cousu. Il est composé de trois couches disposées en un seul pli de 1.52 mm d'épaisseur avec une orientation [0, 90, 0]. La fiche technique de ce tissu se trouve à l'annexe 1.

Avant de procéder à la fabrication, des essais de compaction-relaxation et de compaction cyclique ont été réalisés sur ce tissu. L'évaluation s'est composée de deux parties. La première partie comprend un essai de compaction pour déterminer la réponse du renfort lorsque celui-ci est compacté à un taux de fibres préalablement fixé.

Le dispositif d'expérience est présenté à la Figure 4-13. Le principe consiste à imposer une compaction aux fibres jusqu'à atteindre un taux de fibres donné à une certaine épaisseur. Par la suite, le plateau de compaction est maintenu dans cette position laissant du temps au renfort pour se relaxer. La Figure 5-9 illustre la compaction du renfort jusqu'à une force de 22 kN, suivie de la relaxation dans le temps.

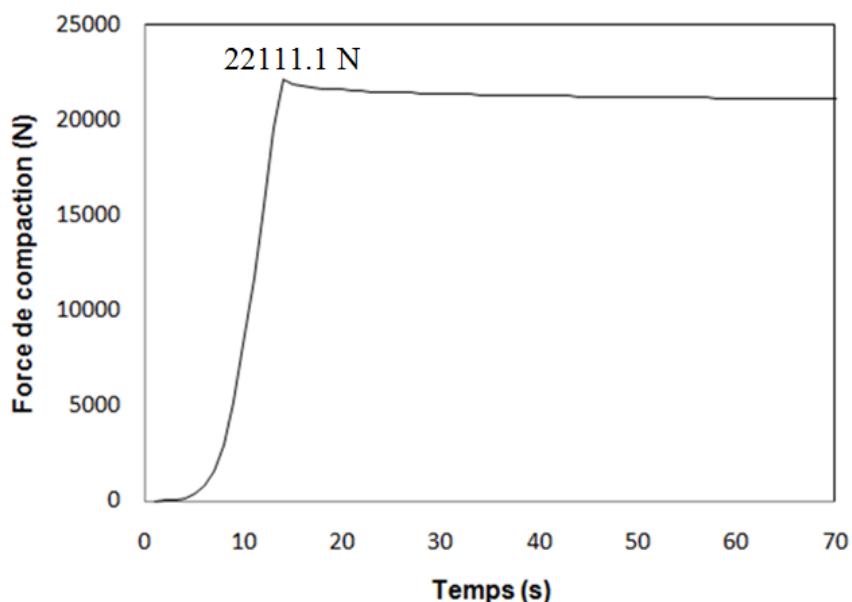
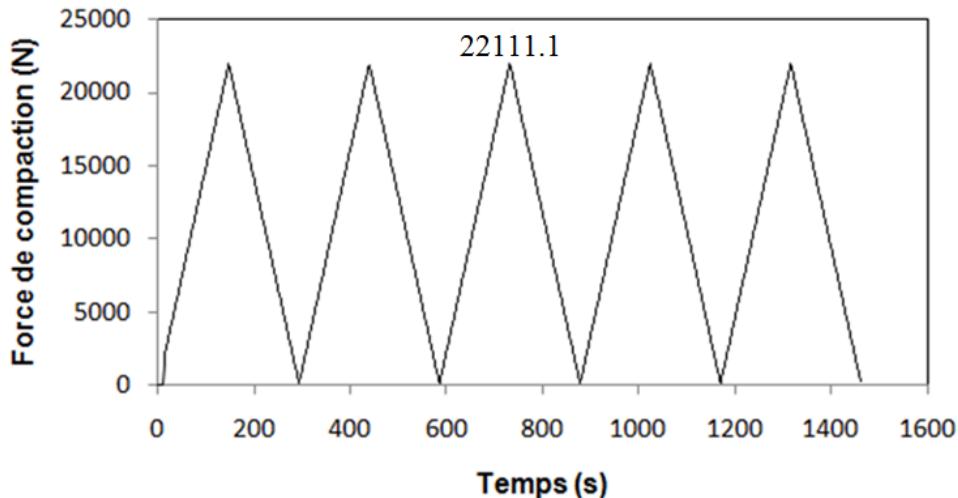


Figure 5-9 : courbe de relaxation du renfort.

La Figure 5-9 montre la réponse du renfort en compaction, puis la relaxation ultérieure lorsque les plateaux sont maintenus à l'épaisseur voulue. Le graphe montre que la force atteint la valeur de 22.1 kN, puis diminue pour atteindre 21.1 KN sur une période de 60 secondes. Ce phénomène est dû au repositionnement des fibres à l'intérieur du tissu fibreux. C'est le phénomène de « relaxation ».

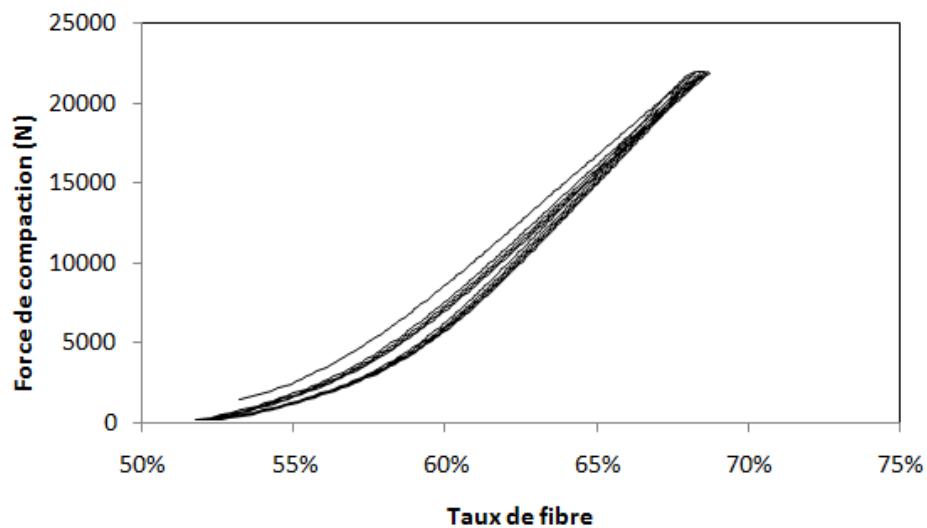
La deuxième partie de l'évaluation du comportement du renfort consiste à établir des cycles de compression-décompression, qui correspondent à la compaction dans la fabrication par injection

flexible. Pendant ces essais, une rampe de force est fixée ainsi que la force maximale qui doit être atteinte avant de revenir à une force proche de zéro. La Figure 5-10 représente 5 cycles de compression-décompression à une force maximale de 22.1kN.



**Figure 5-10 : cycle de compaction du renfort.**

Chaque essai de compaction-relaxation dure 280 secondes. La Figure 5-11 illustre l'influence de ce mode de compaction sur l'évolution du taux de fibre ( $V_f$ ).



**Figure 5-11 : relation d'équilibre (Force/Vf)**

Pendant la phase de compaction, le taux de fibres augmente jusqu'à la valeur de la force programmée. Une fois la force retirée, la courbe revient à sa position initiale avec un léger

décalage. Par la suite, la force est réappliquée, et ainsi de suite. Avec la répétition des cycles, les hystérésis se déplacent dans le sens de l'augmentation du taux de fibres. Ce phénomène s'explique par l'élimination graduelle des espaces vides entre les fibres. Ces courbes tendent vers une asymptote qui correspond au taux de fibres maximum pouvant être atteint pour ce genre de renfort. Évidemment, ce taux de fibres élevé correspond à une valeur théorique, qui sort de la limite de fabrication.

La perméabilité du renfort n'a pas été évaluée car le mode d'imprégnation par injection flexible n'est pas soumis à la loi d'écoulement de Darcy. En effet, la consolidation du laminé dans le cas du procédé *Polyflex* est transverse, contrairement aux autres méthodes classiques comme le RTM ou l'infusion, dans lesquelles l'imprégnation se fait d'une manière longitudinale.

### 5.3.2 Description du procédé

La Figure 5-12 décrit le cycle de fabrication par le procédé *Polyflex*. La fabrication d'une pièce par le procédé *Polyflex* débute par l'injection de la résine à l'intérieur du moule qui avait préalablement été fermé. Puisque la préforme et le moule ne sont soumis à aucune force de compaction, la résine injectée s'infiltre rapidement dans la préforme. Une fois la résine injectée, le port d'injection et l'évent sont fermés. Par la suite, le fluide de compaction est injecté par le biais du système de distribution qui introduit le fluide dans la cavité du contre-moule (entre la membrane et le contre-moule). La force de compaction exercée par le liquide de compaction est ensuite transmis à la membrane flexible. Sous cette force, la membrane se déforme pour épouser la forme du renfort et applique une pression sur la résine préalablement injectée. Ainsi, sous l'effet de la force de compaction, la résine est forcée d'imprégnier la préforme. Ensuite, la force de compaction est maintenue pendant le processus de polymérisation de la résine jusqu'à ce qu'elle ait dépassé son point de gélification. Finalement, la pièce démoulée est soumise à une post-cuisson.

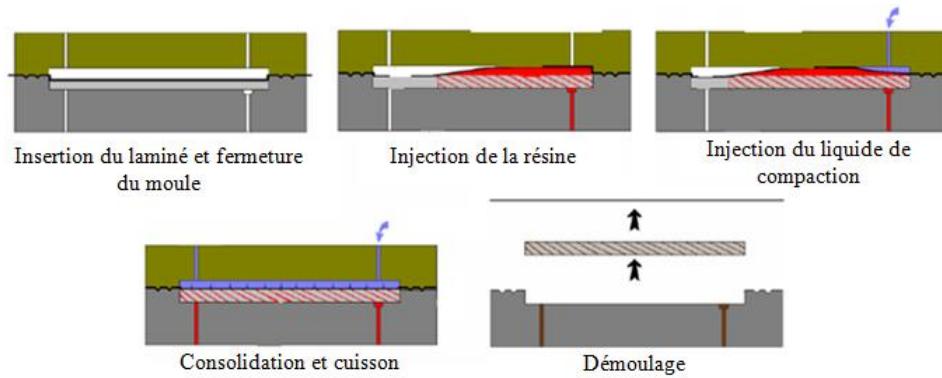


Figure 5-12 : cycle de fabrication par polyflex.[9]

### 5.3.3 Fabrication

Dans le chapitre 2 la fabrication des préformes par rayonnement ultraviolet a été développée. Sur la base des résultats obtenus, le liant CB573D a été retenu. Dans le chapitre 3, le développement d'un matériau d'âme, a conduit au choix de la mousse syntactique à base de résine époxy et de billes de verre K20 de 3M avec une concentration massique de 24%. Les analyses réalisées sur la résine et le renfort fibreux ont permis de définir les températures d'injection, ainsi que le type et la pression de compaction. Le Tableau 5-1 résume les paramètres de fabrication choisis.

Tableau 5-1: Paramètres de fabrication

Température (°C)		
Résine (injection)	Moule (injection)	Moule (cuisson)
<b>50</b>	<b>90</b>	<b>120</b>
Type de compaction (Bar)		
Cyclique		Statique
<b>1.6-2.2</b>		<b>6.9</b>

Un total de 20 plaques, dont 10 autoraidies, seront injectées, puis une analyse détaillée sera réalisée sur ces pièces fabriquées. La variabilité de l'épaisseur et le taux de vide seront pris en considération notamment pour évaluer l'impact des raidisseurs sur les propriétés mécaniques, qui seront analysées au moyen d'essais de flexion 3 points. Le diagramme présenté à la Figure 5-13 décrit les détails du plan d'expérience mis au point pour cette étude.

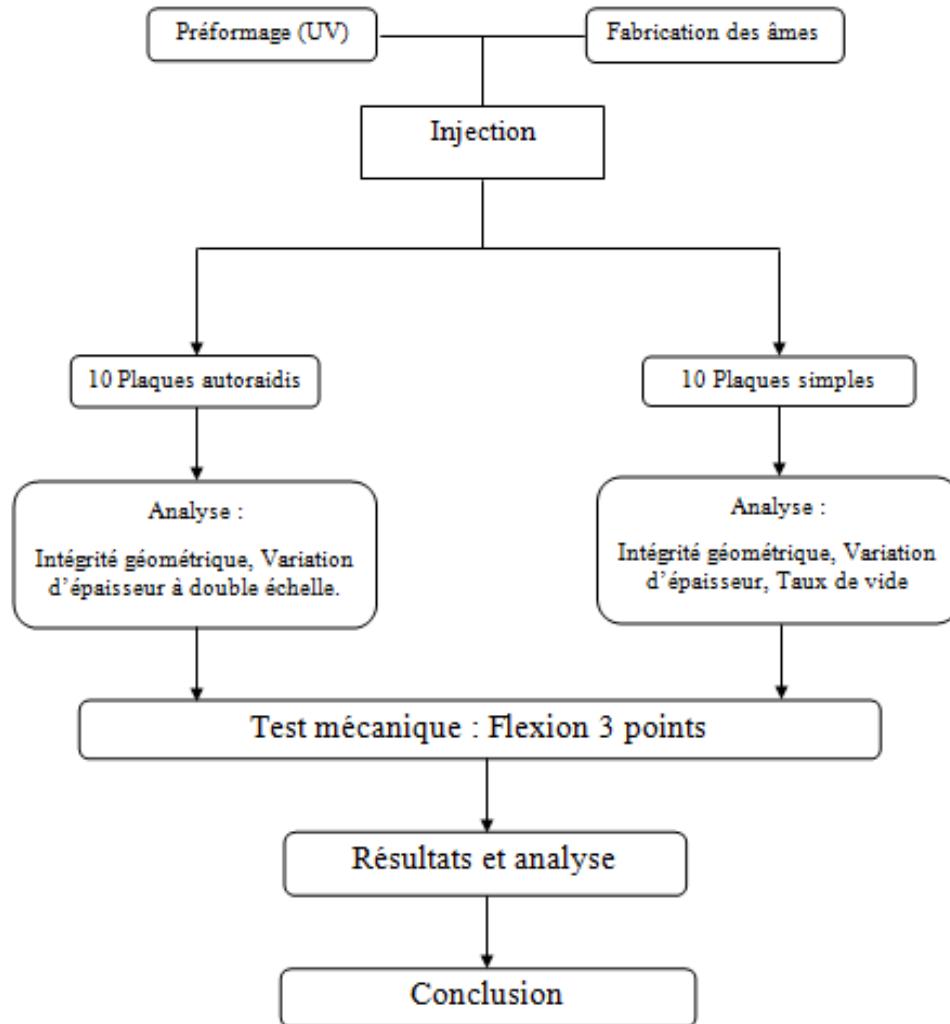
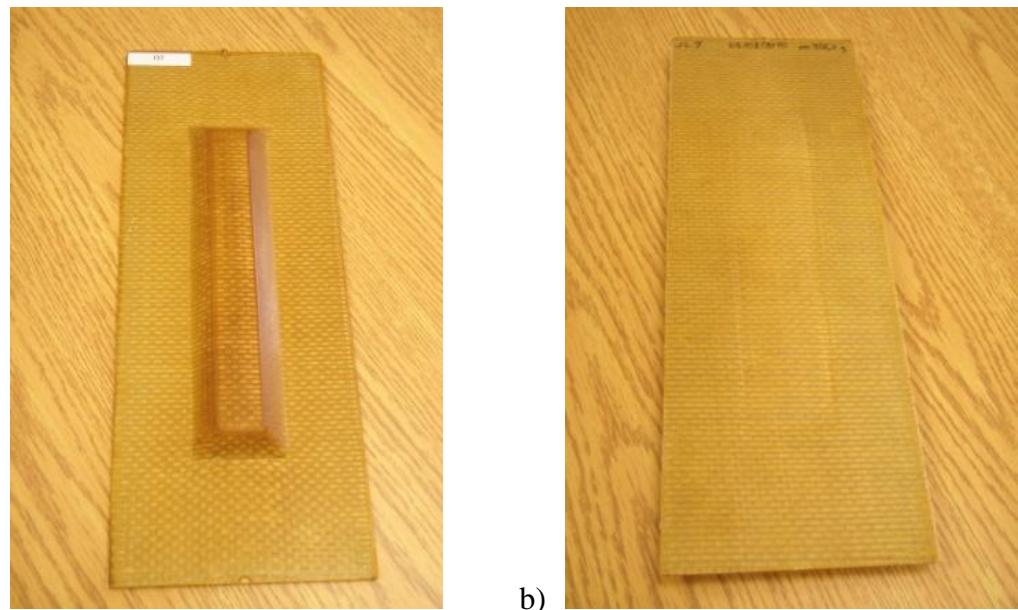


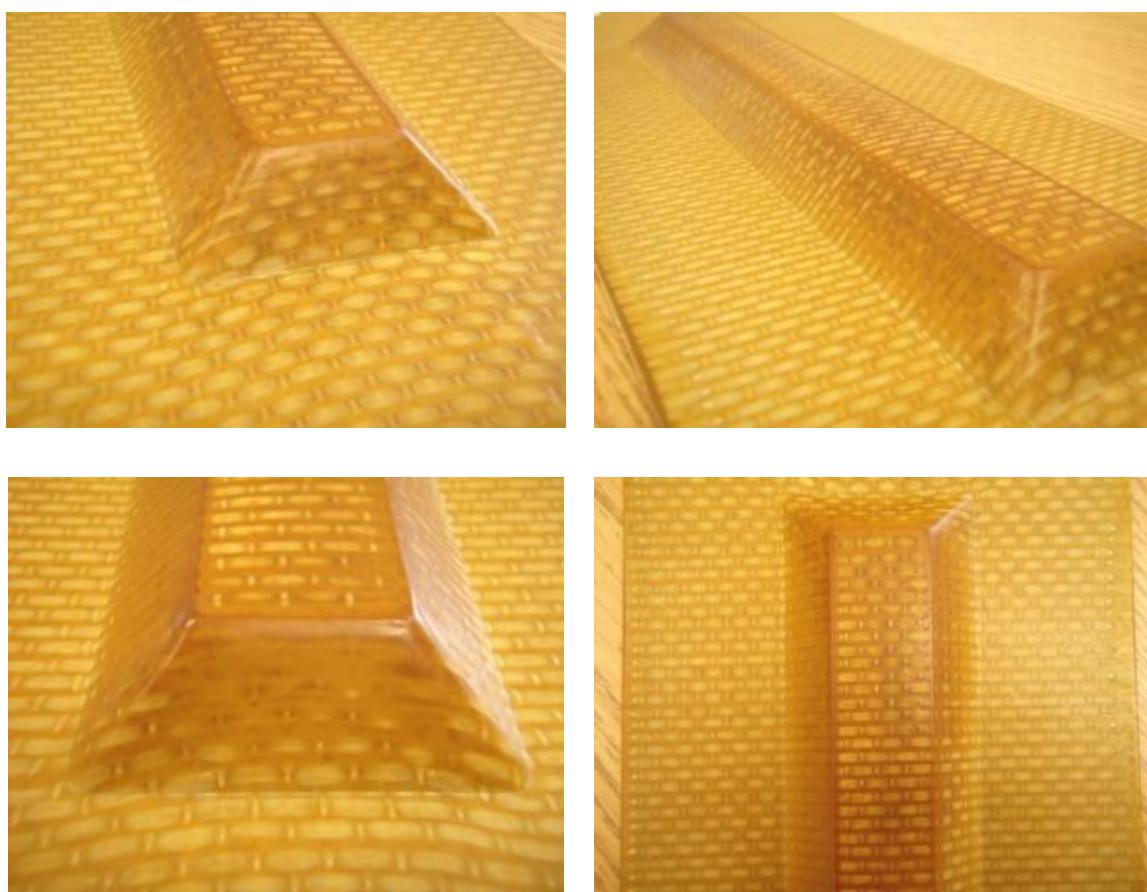
Figure 5-13 : détails du plan d'expérience.

## 5.4 Résultats

La fabrication des plaques simples par le procédé *Polyflex*, a déjà fait l'objet d'une étude au chapitre 2. Par conséquent, les résultats ne seront pas traités dans cette section. La Figure 4-14 montre une plaque autoraidie fabriquée par injection flexible du côté moule (a) et membrane (b). La Figure 5-15 illustre le détail de la pièce présentée à la Figure 5-14. Les zones critiques sont bien imprégnées et l'orientation des fibres est conservée. Il y'a peu de zones riches en résine et le fini de surface est assez bon, surtout du côté moule. L'analyse détaillée des caractéristiques des plaques sera faite dans le paragraphe suivant.



**Figure 5-14 : plaque simple autoraidie.**



**Figure 5-15 : détails des zones critiques dans les plaques fabriquées.**

### 5.4.1 Analyse des pièces fabriquées

La première étape du processus d'analyse fut de déterminer une série de critères d'évaluation. Les caractéristiques principales d'un composite de qualité ont été regroupées sous trois catégories : l'aspect physique, les considérations structurelles (dont l'évaluation du taux de porosité) et l'intégrité géométrique de la pièce. Les pièces fabriquées ont été soumises à une analyse détaillée selon ces trois critères et les résultats sont présentés dans cette section.

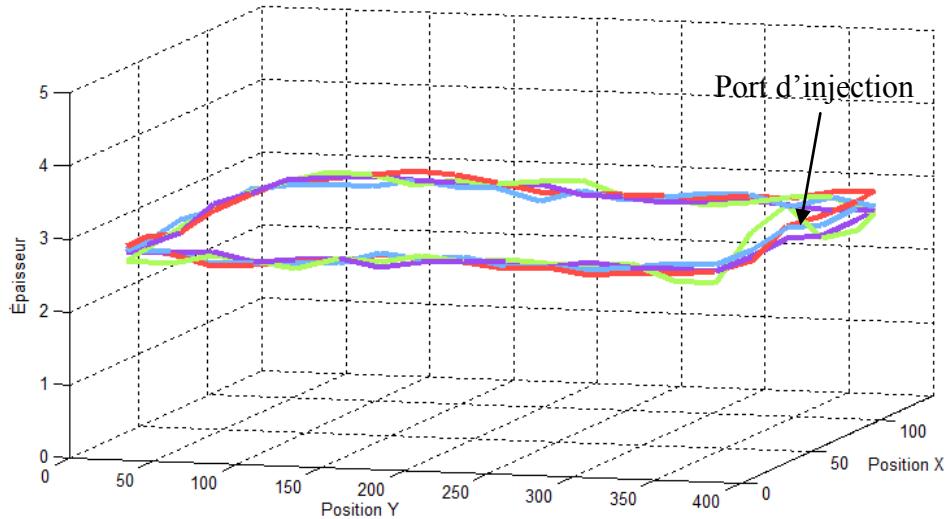
#### Aspect physique

Ces critères d'évaluations sont principalement liés à l'apparence de la pièce. Cette catégorie regroupe des points comme la qualité de l'imprégnation, le fini de surface et l'uniformité de l'épaisseur. Pour qu'une pièce soit jugée acceptable en termes de qualité d'imprégnation, celle-ci ne doit pas contenir de zone sèche. Puisque l'un des principaux aspects de ce projet était de déterminer si le procédé *Polyflex* pouvait convenir à la fabrication d'un composite de géométrie complexe (plaque avec raidisseur), un des problèmes anticipés était la difficulté à imprégner la zone du raidisseur. Le but de l'imprégnation était que la résine soit uniformément distribuée, tout particulièrement dans la région de l'insert. En ce qui concerne les pièces fabriquées, l'imprégnation s'est déroulée d'une manière adéquate. La résine a été distribuée correctement de sorte que la zone de l'insert ne présente pas de zones sèches. Cependant, plusieurs zones riches en résine ont été décelées, principalement à cause de la stratégie de compaction (voir chapitre 2). La compaction est réalisée du côté plat de la pièce et ne compense pas les défauts induits lors de la fabrication des préformes et des âmes.

Le fini de surface des pièces est très bon, bien que les deux cotés des pièces ne présentent pas la même qualité. Du côté moule, le composite a un excellent fini de surface, sans défaut visible, ni variabilité apparente ou rugosité. Du côté de la membrane, la présence d'aspérités a été constatée. Ceci est principalement dû au procédé. En effet, comme la membrane est flexible, celle-ci reproduit la forme de la préforme pendant la phase de compaction. Par conséquent, la surface résultante présente de légères ondulations. Une mesure de la variabilité de l'épaisseur a été réalisée afin de quantifier l'impact des ondulations sur la qualité finale de la pièce.

Ces mesures ont été réalisées sur les plaques autoraidies à l'aide d'un micromètre de la compagnie MITUTOYO, qui a une précision de 0.001mm. Les points de mesure ont été pris à 1 cm du bord de la pièce avec 2.5 cm d'intervalle dans les deux sens de la plaque. La Figure 5-16

donne les résultats. La variabilité d'épaisseur est caractérisée par une valeur moyenne de 2.75 mm pour un écart type de 0.10, toutes plaques confondues.



**Figure 5-16 : graphe de variabilité de l'épaisseur des plaques autoraidies.**

Ces mêmes mesures ont été effectuées sur les plaques simples afin d'évaluer la constance des résultats. La Figure 5-17 donne les résultats de ces mesures. La variabilité de l'épaisseur obtenue a une valeur très similaire à celle pour les plaques autoraidies avec une moyenne de 2.74 mm pour un écart type de 0.08 mm. Ceci confirme la capacité du procédé *Polyflex* de reproduire la même qualité des pièces, ce qui n'est pas toujours le cas avec les autres procédés comme le RTM ou l'infusion.

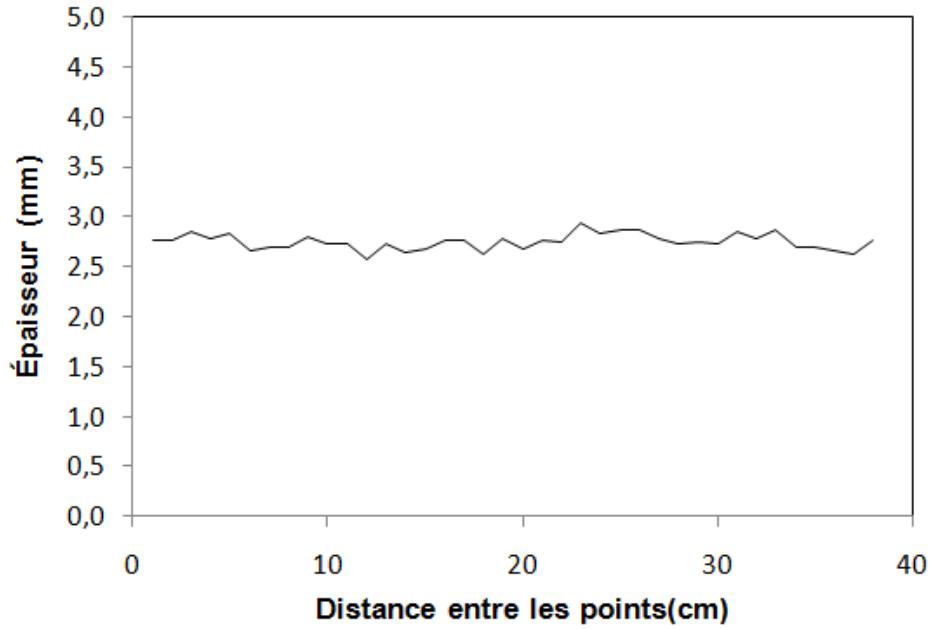


Figure 5-17 : variabilité de l'épaisseur dans une plaque simple.

Comme expliqué précédemment, les fibres supportent la majeure partie de la charge appliquée sur le composite. Par conséquent, une grande variation dans le taux de fibres, entraînerait des résultats erronés sur la comparaison de la performance entre les plaques simples et autoraidies. Pour vérifier cela, un calcul du taux de fibres réel dans les pièces injectés a été réalisé. La Figure 5-18 illustre cette variation.

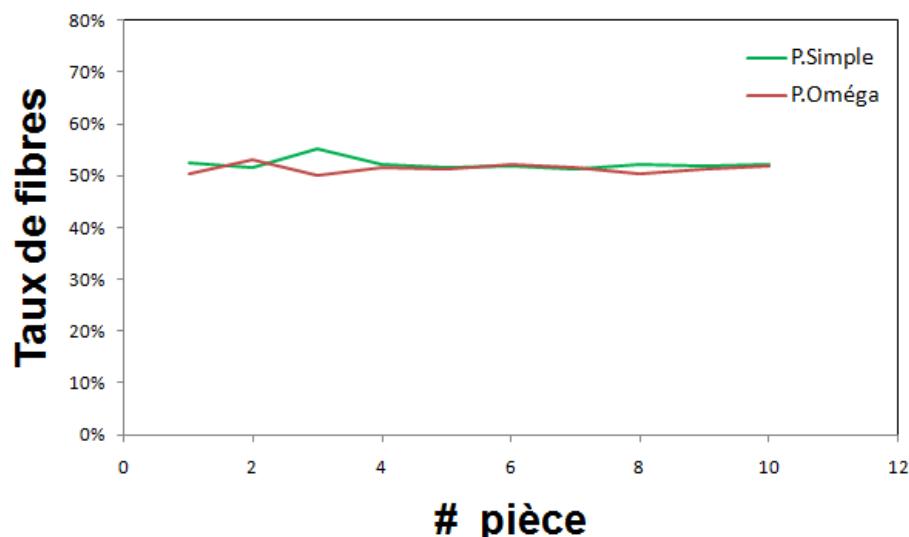


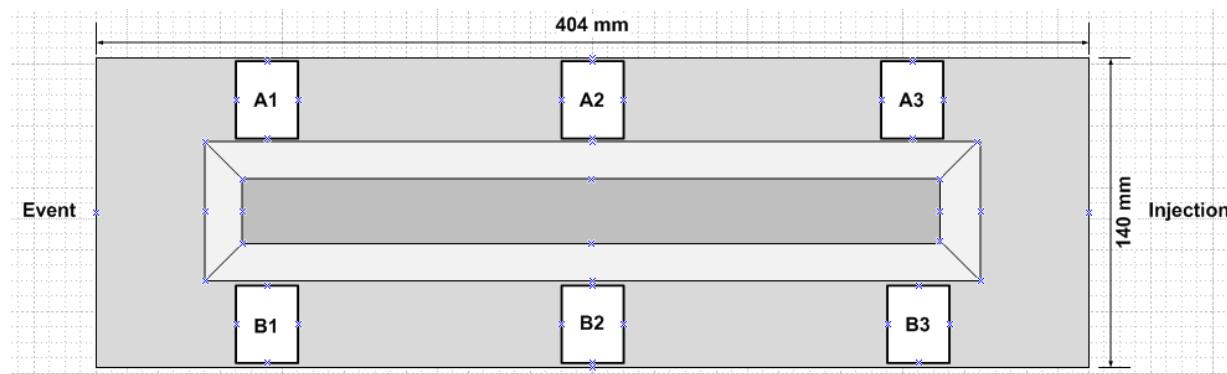
Figure 5-18 : graphique de variabilité du taux de fibre.

La stabilité du taux de fibres est très similaire pour les plaques simples comme pour les plaques autoraidies. Les plaques simples présentent un taux de fibre moyen de 52.15 % avec un écart type de 1.04%. Les plaques autoraidies ont un taux de fibre moyen de 51.33% avec un écart type de 0.99 %. La variation du taux de fibres entre les deux types de plaque est seulement de 1.57%, ce qui constitue une très bonne base de comparaison entre les rigidités spécifiques des deux pièces.

### **Aspect structurel**

Le taux de porosité dans un composite est l'un des paramètres de qualité les plus importants. Dans l'industrie aéronautique, par exemple, idéalement ce taux ne doit pas dépasser 1%. En effet, lors d'un chargement, les fissures prennent naissance à partir des porosités dans le composite qui créent des concentrations de contraintes. Il est donc crucial de maîtriser le procédé de fabrication.

Le calcul du taux de vide a été réalisé à partir d'une procédure déjà préétablie (taille, sélection et préparation des échantillons, etc. ...) au sein de la chaire[11]. Elle consiste à peser au préalable dans l'air des échantillons soigneusement nettoyés, puis dans un liquide dont la densité est connue (exadécane). Les échantillons sont placés au four à 550°C pendant 2 h 30. La résine s'évapore alors complètement, ensuite les fibres de verre récupérées sont pesées en évitant tout contact prolongé avec l'air ambiant afin de ne pas absorber trop d'humidité. La Figure 5-19 illustre la position des différents spécimens évalués.



**Figure 5-19 : position des échantillons pour l'analyse du taux de vide.**

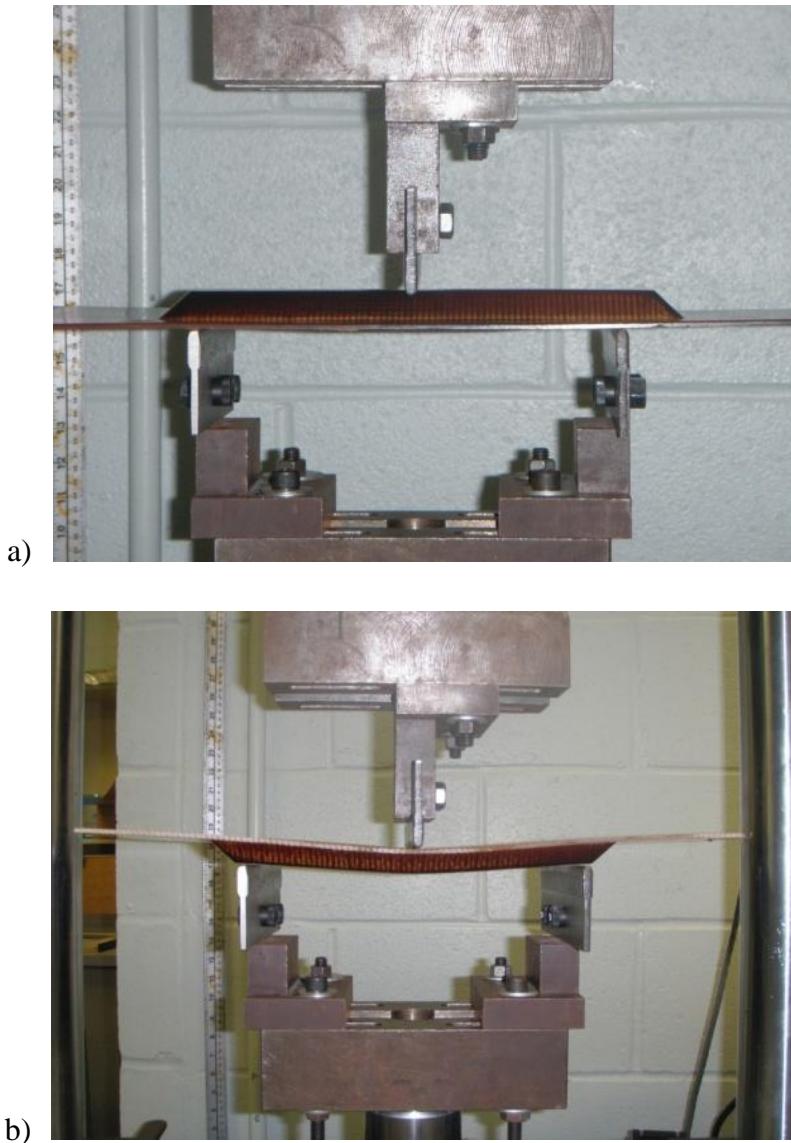
Les résultats du Tableau 5-2 démontrent que le taux de porosité est inférieur à 1%. La pression de compaction exercée sur le composite et le dégazage de la résine avant les injections peuvent expliquer ce bas taux de porosité.

**Tableau 5-2 : Taux de vide calculé**

Échantillon	Taux de vide	Incertitude	$V_f$
<b>A1</b>	0,35%	0,06%	52,00%
<b>A2</b>	0,43%	0,10%	51,27%
<b>A3</b>	0,55%	0,08%	52,19%
<b>B1</b>	0,59%	0,09%	51,57%
<b>B2</b>	0,62%	0,12%	50,53%
<b>B3</b>	0,53%	0,10%	51,37%

Ces essais ont été réalisés sur une seule plaque. Tel qu'illustré au Tableau 5-2, le taux de vide dans les 6 échantillons prélevés présente une valeur moyenne de 0.51% avec un écart type de 0.1%. Ces résultats sont représentatifs de l'efficacité de la fabrication par injection flexible.

Des essais mécaniques ont permis d'évaluer l'apport des raidisseurs dans l'amélioration de la rigidité spécifique des plaques. Le dispositif utilisé est une machine MTS (machine de traction universelle). Cet équipement avait déjà été utilisé dans les chapitres précédents. Afin de garder une base comparative similaire, la même configuration que dans le chapitre 3 a été conservée. Les essais ne sont donc pas normalisés. La Figure 5-20 montre le montage réalisé pour les essais en flexion 3 points pour deux configurations différentes. Cette approche a été choisie à cause de l'asymétrie de la plaque et par conséquent le mode de rupture pourrait être différent.



**Figure 5-20 : montage des essais en flexion 3 points: a) oméga; b) oméga-inv.**

Les graphes présentés à la Figure 5-21 illustrent le mode de rupture pour les plaques Oméga. Les trois courbes, montrent un comportement quasi-similaire, ce qui illustre la faible variabilité des caractéristiques des plaques fabriquées. D'autre part, trois zones de comportement distinct ont été identifiées : la zone 1 concorde avec la phase de délamination de l'âme du laminé, la zone 2 correspond à la rupture de l'âme et la zone 3 montre la rupture complète de la plaque. Dans ces trois cas, la rigidité de la plaque diminue lors du passage d'une phase à l'autre avec une certaine

variabilité, qui correspond au craquement local du composite. Pour bien illustrer le phénomène de rupture, plusieurs photos ont été prises pendant les essais qui sont présentées à la Figure 5-22.

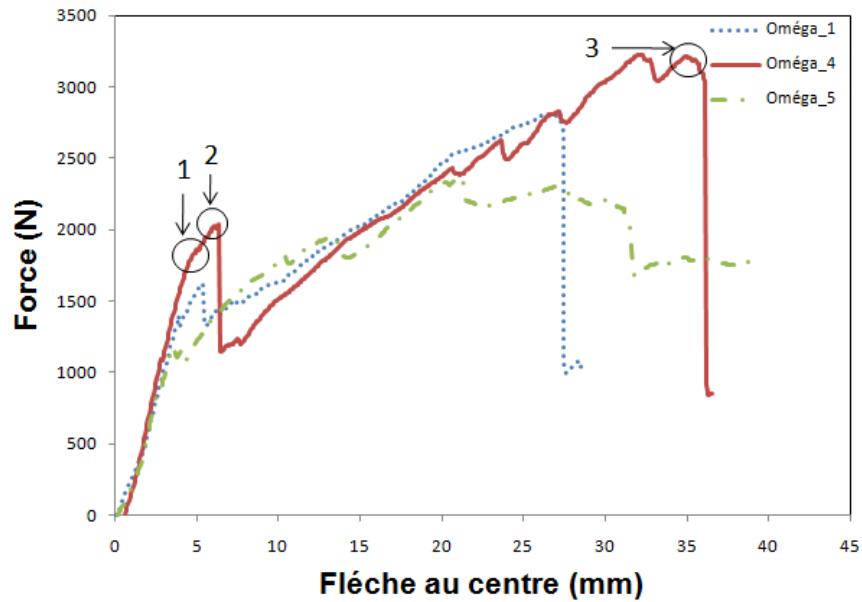


Figure 5-21 : mode de rupture plaque Oméga.

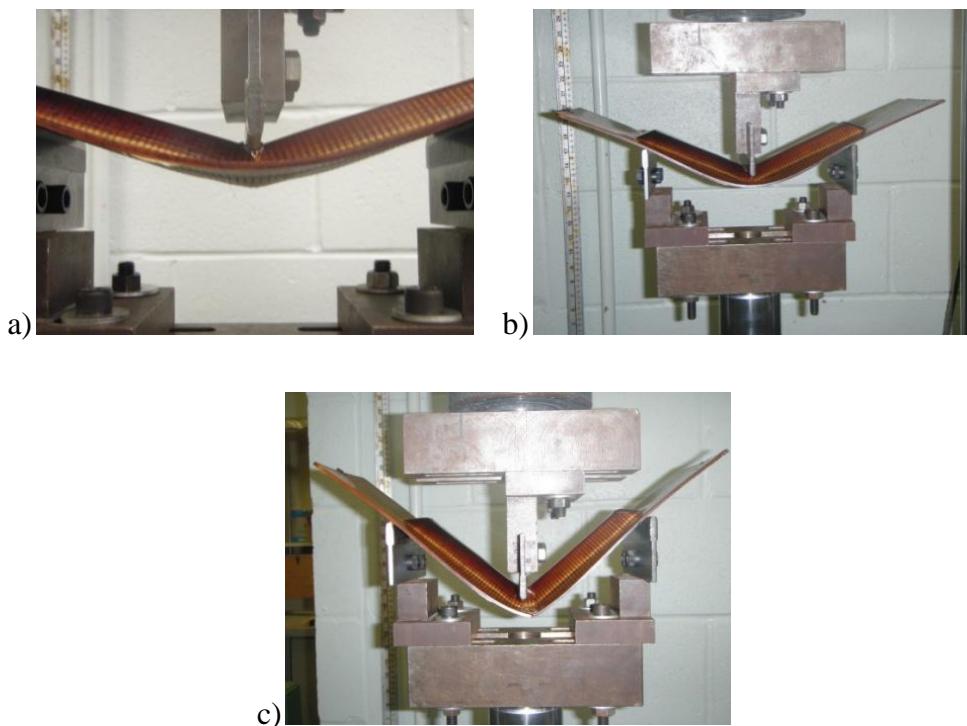


Figure 5-22 : processus de rupture de la plaque Oméga.

Les étapes de rupture de la plaque montrent un phénomène intéressant. En effet, la Figure 5-22a présente une plaque avec deux déformations différentes au centre, où le moment fléchissant est à son maximum. La partie plane se trouvant en dehors de la zone renforcée, suit une trajectoire circulaire, tandis que la partie renforcée se plie selon un angle sous l'effet de l'âme, ce qui augmente sa résistance à la charge imposée. Noter aussi, la grande flexibilité de la plaque avant sa rupture finale (Figure 5.22c). Ceci devrait rendre ce genre de structure particulièrement intéressante pour des chargements en fatigue.[5]

Les trois photos présentées à la Figure 5-23 montrent respectivement les différents stades de la rupture. Le point d'application de la force (Figure 5-23a) correspond à l'emplacement de la défexion et du moment fléchissant maximal. Par conséquent, le cisaillement entre l'âme et le laminé atteint un maximum. L'interface rompt donc en premier, ce qui correspond à la première étape de la rupture. Par la suite, l'âme reprend la charge en entier car sa rigidité est supérieure à celle du laminé. Une fois que la déformation de l'âme sort de la zone élastique, celle-ci casse abruptement, car il s'agit d'un matériau fragile. Cela correspond à la seconde phase de la rupture. Après destruction de l'âme, seul le laminé continue à résister. La rupture finale se produit lorsque la résistance ultime des fibres est atteinte.

Le phénomène de propagation de la fissure est intéressant à observer car si la fissure prend naissance au point d'application de la force, elle s'arrête à la frontière de l'âme (Figure 5-23b). Cette caractéristique est particulièrement intéressante du point de vue résistance à la fissuration dans un fuselage d'avion. La structure autoraidie contribue donc à bloquer la propagation des fissures. La Figure 5-24 présente une coupe de la plaque après l'essai et décrit l'état des composantes après la rupture.

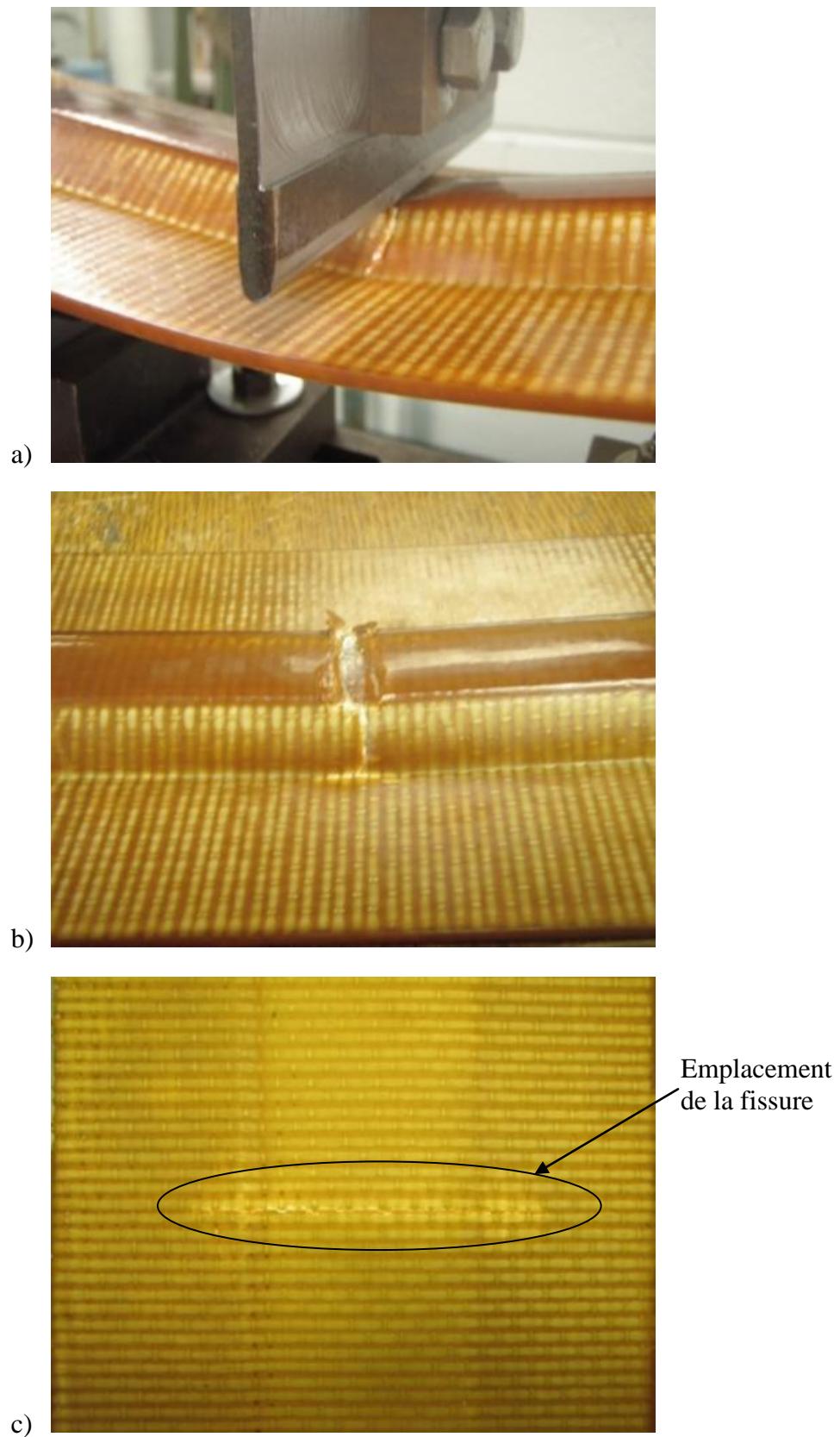
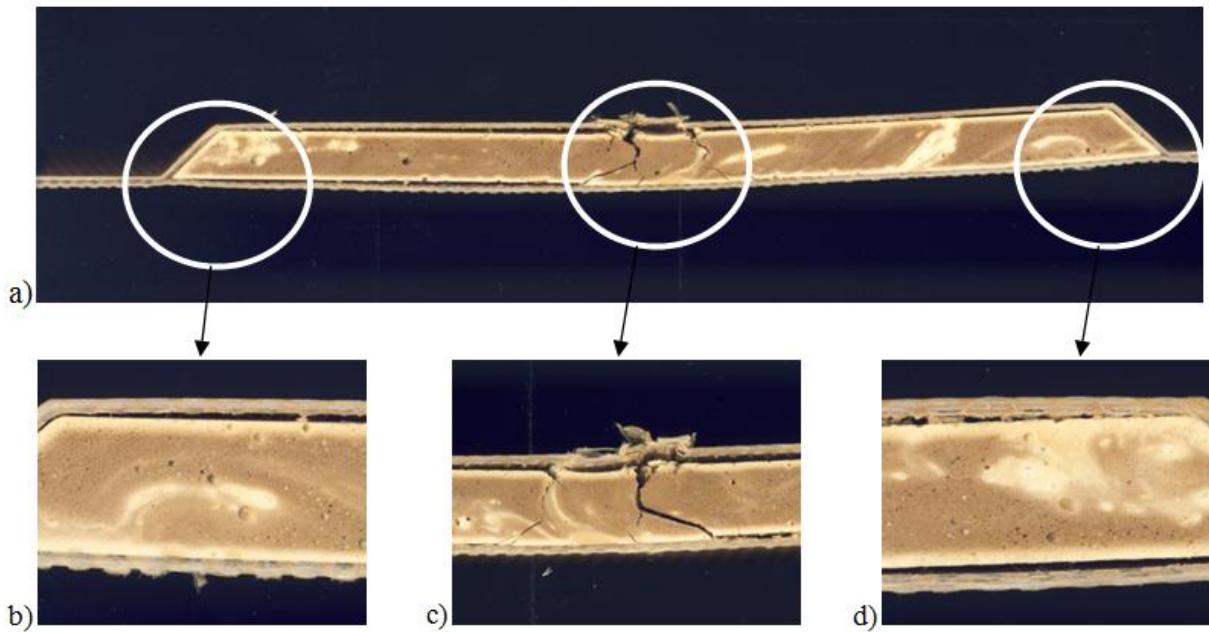


Figure 5-23 : mode de rupture de la plaque Oméga.



**Figure 5-24 : découpe d'une plaque Oméga après rupture.**

La zone centrale (Figure 5-24c), qui correspond au point d'application de la force, est entièrement détruite. Par contre, les endroits localisés aux points d'appui (Figure 5-24b et d) ne présentent qu'une délamination du composite. Bien qu'une rupture totale de la plaque se produise, la partie opposée au point centrale (Figure 5-23c) conserve son intégrité avec une fissure dépassant à peine la largeur de l'âme. Les résultats des essais de chargement avec la configuration oméga-inv sont illustrés à la Figure 5-25.

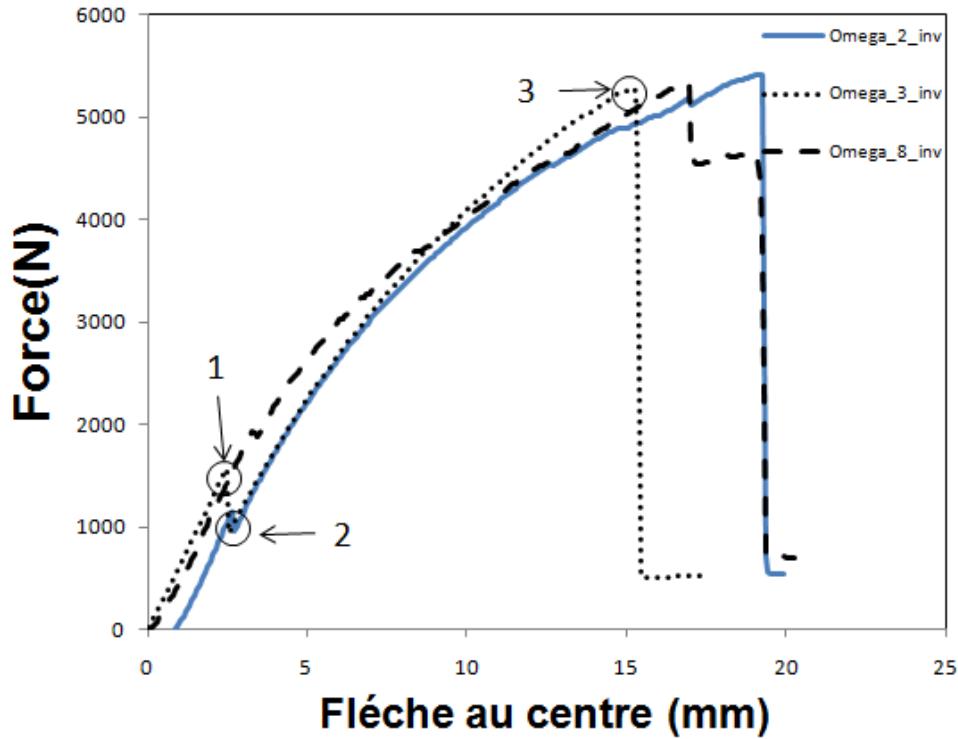


Figure 5-25 : mode de rupture des plaques Oméga-inv.

L'analyse des courbes de la Figure 5-25, montre une réponse au chargement très similaire pour les 3 plaques testées. Les deux configurations oméga et oméga-inv donnent des résultats similaires. Cependant, à la différence du premier mode, la partie qui coïncide avec la délamination est presque indéetectable. La zone 1, comme dans le cas précédent (oméga), correspond à la rupture de l'âme, et la zone 3 à la rupture finale du composite. La force à la rupture est cependant de 14.5% supérieure à la moyenne des valeurs obtenues pour la première configuration (4.42 kN). La rigidité spécifique semble être également supérieure dans le deuxième mode par rapport à la première approche se traduisant par une pente plus prononcée. Cette différence s'explique par la différence des valeurs des contraintes sur les fibres en compression et en tension. La Figure 5-26 schématise le phénomène en détail.

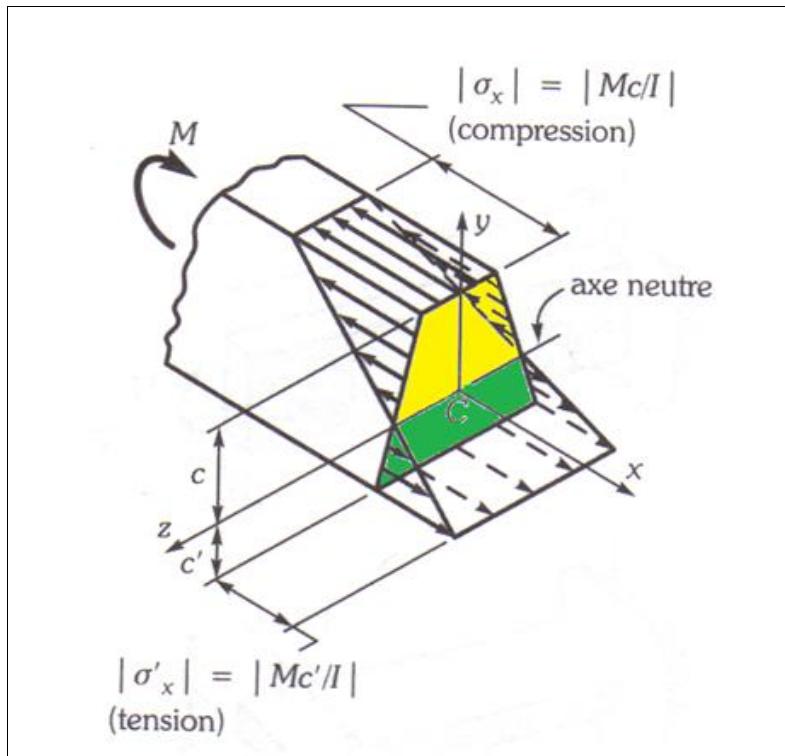


Figure 5-26 : répartition des contraintes sur une forme asymétrique.[12]

Tel qu'illustré à la Figure 5-26, dans une structure asymétrique (cas des plaques autoraidies), la position de l'axe neutre partage la surface en deux parties d'aires inégale. Comme le second moment d'inertie dans les deux cas de chargement (oméga et oméga-inv) est le même, ceci n'explique pas la différence obtenue lors des essais. Par contre, le rapport des superficies de la zone sous l'axe neutre (fibres en tension) et la zone en dessus de l'axe neutre (fibre en compression) donne une valeur de 15 % environ. Cet écart explique la différence de comportement entre les deux cas de chargement, ainsi que les valeurs des forces de ruptures obtenues.

Des essais mécaniques ont également été réalisés sur des plaques simples afin de comparer leur performance avec celles des plaques autoraidies. Le montage est similaire à celui des plaques autoraidies (voir Figure 5-20), ceci permet de comparer les résultats sur une même base.

La Figure 5-27 illustre le comportement de la plaque sous l'effet d'une charge ponctuelle. Elle se comporte comme un matériau ductile, montrant une grande flexibilité (flèche supérieure à 65 mm). Une fois la charge enlevée, la plaque revient à sa position initiale sans aucune déformation

résiduelle. La valeur de la flèche coïncide avec la limite de la machine. Il fut donc impossible de déterminer la valeur de la force de rupture. Les résultats sont illustrés à la Figure 5-28.

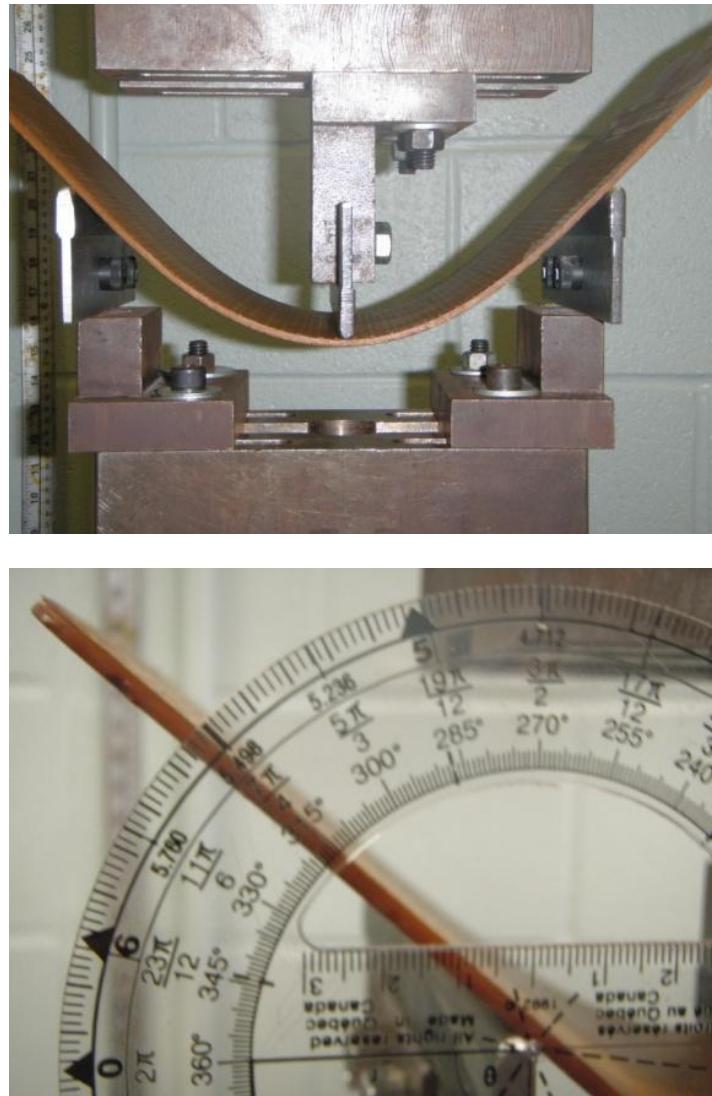


Figure 5-27 : déformation de la plaque.

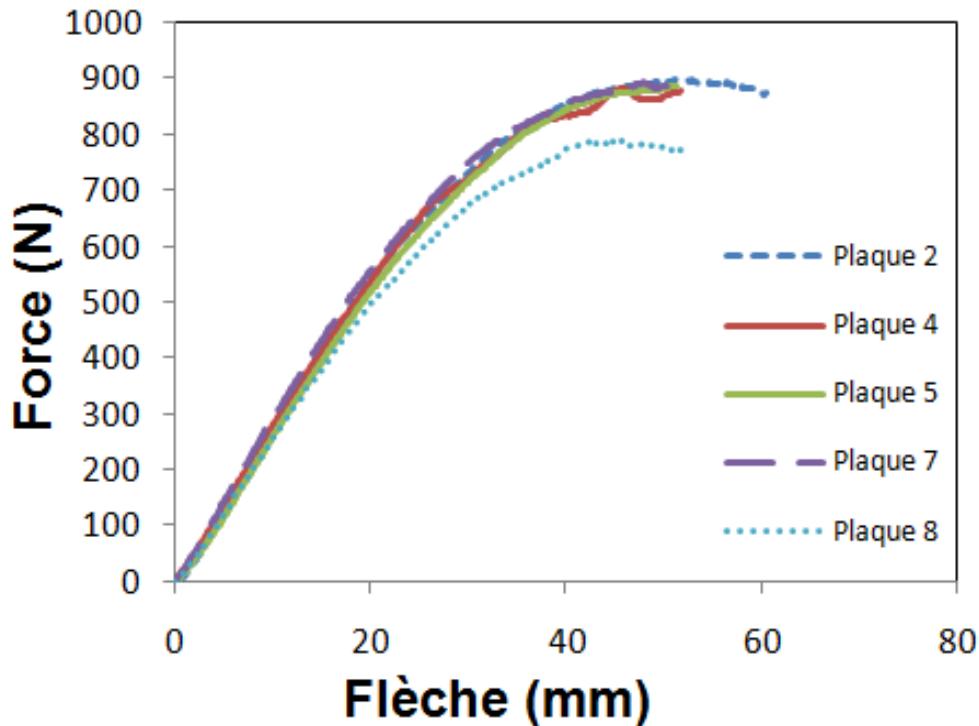


Figure 5-28 : mode de déformation d'une plaque simple.

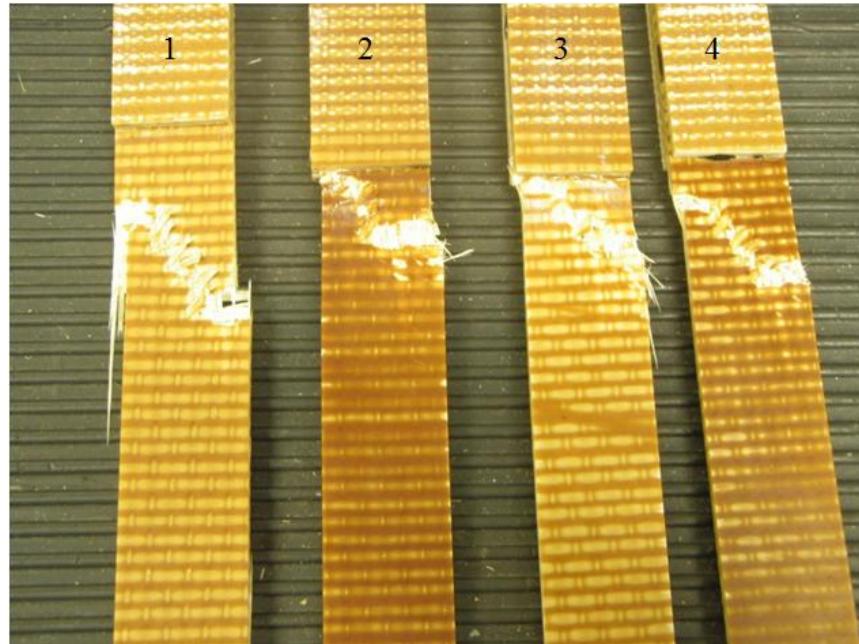
La superposition des courbes de la Figure 5-28 est presque parfaite, ce qui confirme la capacité de *Polyflex* à reproduire les fabrications avec une grande fiabilité. La courbe du comportement des plaques en flexion est composée d'une première partie linéaire, qui correspond à la résistance de la plaque et donne la valeur de sa rigidité spécifique (pente). La seconde partie est un plateau lorsque à la flèche maximale est atteinte pendant les essais. La stabilité de sa valeur est due au glissement de la plaque sur les points de support. En effet, avec une flèche de 65 mm et un angle autour de  $45^\circ$ , la composante verticale de la force fait glisser la plaque vers le bas, cette dernière ne prend donc plus aucune charge, ce qui explique la stabilité de la force maximale autour de 900 N.

Un autre essai de tension selon la norme ASTM D3039 a été réalisé afin de comparer les modules théoriques et expérimentaux en traction. La Figure 5-29 illustre le montage préparé pour cet essai.



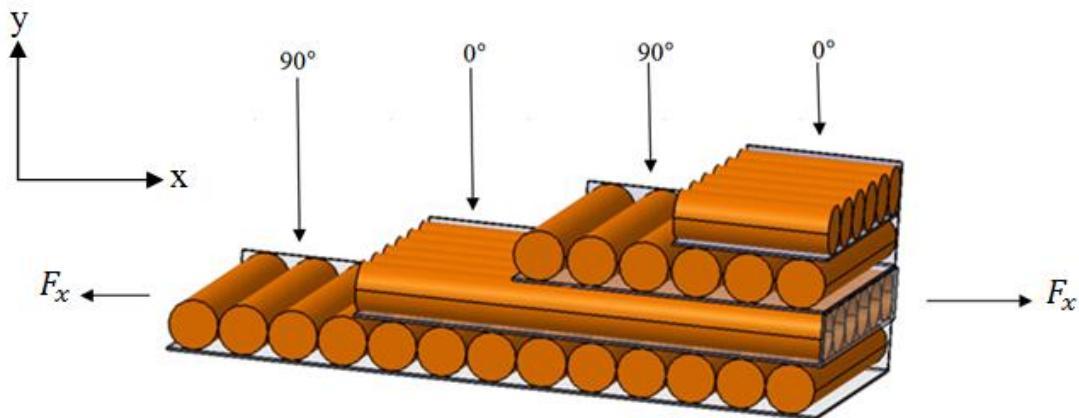
**Figure 5-29 : montage réalisé pour l'essai de tension.**

La machine est la même utilisée dans les essais précédents. Les résultats obtenus confirment la fiabilité du procédé. Le mode de rupture a été quasi identique pour tous les échantillons tel qu'illustré à la Figure 5-30.



**Figure 5-30 : mode de rupture des échantillons sous une charge en tension.**

La Figure 5-31 illustre le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ . Le phénomène de rupture observé est celui de la fissuration des couches orientées à  $90^\circ$ . La fissuration se produit par rupture longitudinale de matrice ou/et par rupture de l'interface fibre – matrice dans les couches orientées à  $90^\circ$ . Ceci conduit à la formation de fissures orientées transversalement à la direction du chargement. La fissuration initiale des couches à  $90^\circ$  est appelée fissuration transverse du stratifié croisé. Lorsque le chargement mécanique augmente, le nombre de fissures croît jusqu'à atteindre un état de saturation. Les fissures créent entre les couches orientées à  $90^\circ$  et à  $0^\circ$ , des concentrations de contraintes qui conduisent à l'initiation, puis à la propagation de délaminaages à l'interface entre les couches. Ce délamintage se développe ensuite jusqu'à la rupture finale du stratifié par rupture de la matrice et des fibres dans les couches à zéro degré.



**Figure 5-31 : stratifié croisé soumis à une traction dans la direction  $0^\circ$ .**

Le calcul du module de rigidité repose sur la théorie des stratifiés. La matrice de rigidité « A » est calculée à partir des spécifications fournies dans les caractéristiques de la résine et des fibres. La valeur théorique du coefficient de rigidité calculé est de 14.7 GPa, alors que la moyenne des valeurs trouvées expérimentalement est de 11.87 GPa. Pour mieux visualiser les différences entre la réponse des différentes plaques étudiées, trois courbes ont été superposées à la Figure 5-32.

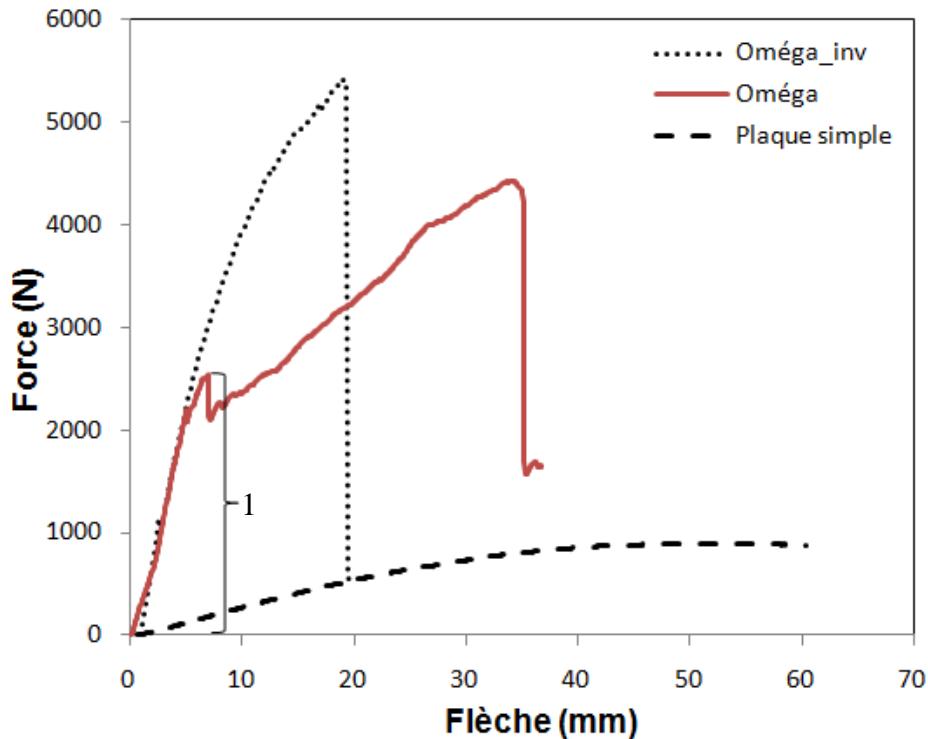


Figure 5-32 : courbes de tendance des trois modes de chargement (Oméga, Oméga-inv et plaque simple).

La zone 1 montre une superposition presque parfaite des courbes des plaques Oméga pour les deux approches (Oméga et Oméga-inv). Elle correspond à l'état de la plaque juste avant la rupture de l'âme. Par la suite, les deux courbes évoluent avec deux pentes différentes. En second lieu, l'ajout de l'âme augmente considérablement la rigidité spécifique des plaques (pente). Les différences observées entre les plaques Oméga et Oméga-inv, permet de choisir la disposition de la plaque autoraidie dans une structure donnée. En effet, pour le mode Oméga, la rigidité spécifique est plus faible pour une flexibilité plus grande. Un comportement opposé est remarqué dans le cas d'Oméga inversé. La Figure 5-33 montre le gain en force limite à la rupture par rapport à la masse des plaques.

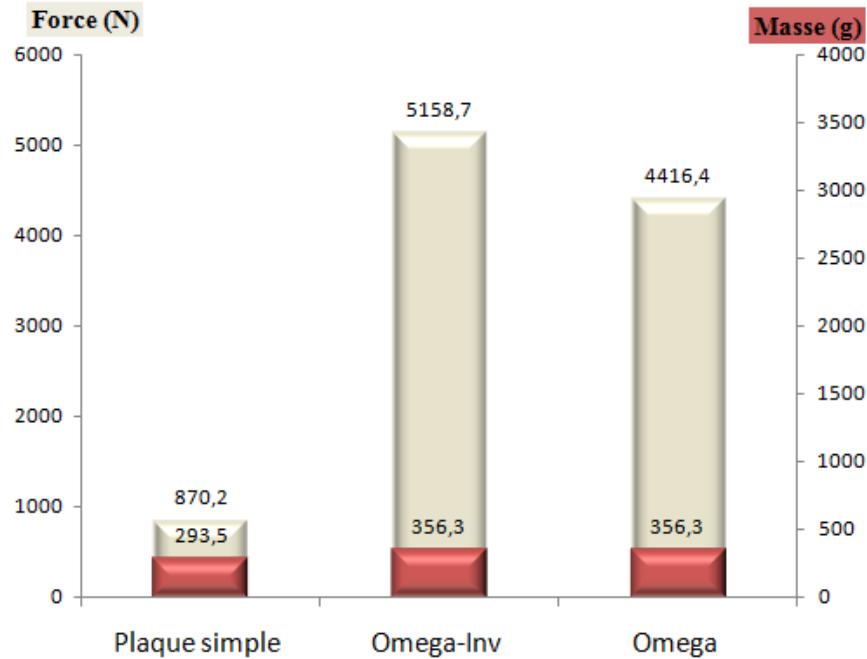


Figure 5-33 : rapport de force /masse.

## 5.5 Conclusion

Au cours de cette étude, des plaques autoraidées ont été fabriqués par injection flexible. Leur qualité a été évaluée. La capacité de Polyflex à reproduire des pièces composites a été démontrée. Ceci s'est principalement manifesté lors des différentes caractérisations réalisées. Le taux de porosité obtenu est inférieur à 1% et sa fluctuation est très faible. L'étude de la variabilité de l'épaisseur a montré une grande uniformité sur la partie plane de la pièce. Par l'insertion d'un raidisseur, les performances mécaniques ont été améliorées.

La Figure 5-33 illustre l'amélioration des propriétés mécaniques des plaques autoraidées par rapport à des plaques simples pour des taux de fibres très voisins. En effet, la résistance des plaques a été augmentée de 500% pour un ajout en masse de 20%. Cependant, les pièces fabriquées, avec la stratégie de compaction du côté plat du moule présentent un inconvénient. Il se manifeste en effet sur les coins du raidisseur. Ces pièces présentent des zones riches en résine aux extrémités du raidisseur, ce qui réduit leur performance mécanique.

La prochaine étape consiste à évaluer la capacité du procédé Polyflex à produire une plaque de plus grande taille (609 mm x 609 mm) avec un raidisseur en croix au milieu. La seconde stratégie

de compaction, du côté nervuré, sera aussi évaluée. Cette fabrication fera l'objet de l'étude présentée dans le chapitre 6.

## CHAPITRE 6 FABRICATION DE PLAQUE RENFORCÉES AVEC DES RAIDISSEURS EN FORME DE CROIX

Dans cette seconde partie de l'étude, des panneaux renforcés avec des raidisseurs en forme de croix disposés au centre de la plaque vont être fabriqués par injection flexible. La stratégie de compaction adoptée est celle décrite dans la deuxième partie du chapitre 1. La consolidation du composite sera donc réalisée à partir du côté nervuré de la plaque. Les résultats seront par la suite évalués et comparés avec ceux obtenus par la première méthode décrite dans le chapitre 1.

### 6.1 Équipement

La structure utilisée dans cette phase d'étude se trouve dans les locaux du laboratoire de fabrication industrielle des composites. Cet équipement est illustré à la Figure 6-1. Il était utilisé pour des fabrications de plaque par le procédé RTM « Resin Transfer Molding ». Il a donc été modifié pour les besoins de la fabrication par injection flexible.



Figure 6-1: système d'ouverture et de fermeture du moule avant modification.

Le moule supérieure est en aluminium et mesure 914.4 mm de long et 914.4 mm de large pour 76.2 mm d'épaisseur. Le support amovible sert essentiellement à déplacer le moule supérieur pour les traitements avant injection et nettoyage. Le moule inférieur est en acier et a les mêmes dimensions que le moule supérieur. Le système de fermeture du moule est composé de pinces hydrauliques ayant une force de fermeture de 22680 N (5000 lb). Le tout est monté sur un chariot

mobile, qui se déplace manuellement, afin de faciliter le démoulage des pièces, le nettoyage du moule inférieur, son traitement et le placement des préformes. Le système comprend également une chaudière à eau permettant le chauffage du moule jusqu'à des températures de 90°C. La Figure 6-2 illustre les détails du moule. Sa plaque a une croix en son centre, qui correspond à un raidisseur de forme oméga. Les détails de la conception du moule se trouvent à l'Annexe 4.



**Figure 6-2 : la structure de fabrication après modification**

Comme la structure de base de cet équipement était conçue pour le maintien des moules et non pour résister aux forces générées par la haute pression appliquée durant la compaction dans le procédé *Polyflex*, une structure en acier a été conçue pour être fixée sur la partie supérieure du moule, afin d'augmenter la rigidité en flexion et prévenir les fuites pendant la phase de consolidation. D'autres modifications ont été réalisées afin de terminer l'adaptation de l'équipement à ce nouveau mode de fabrication. La Figure 6-3 illustre l'équipement après ces modifications simples et peu onéreuses.

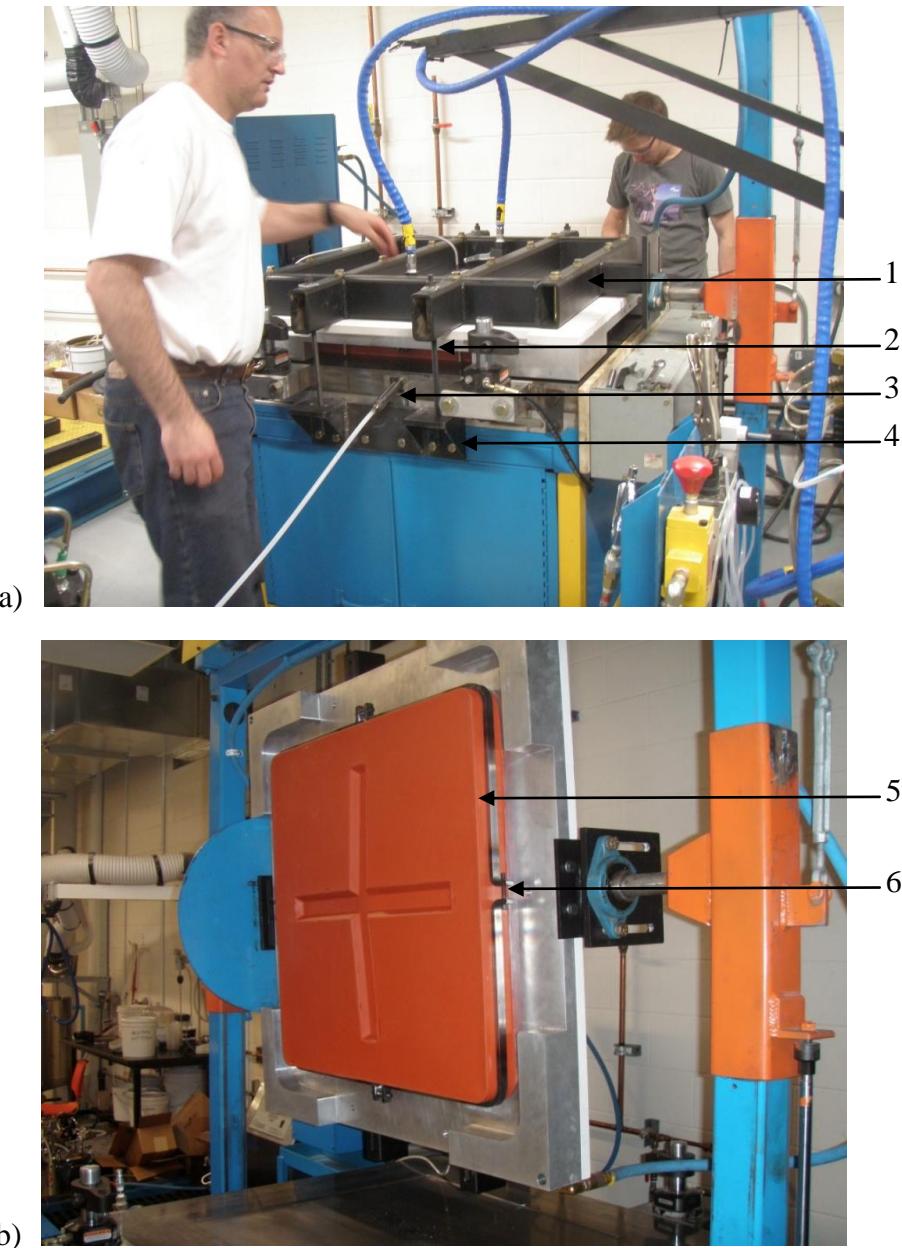


Figure 6-3 : équipement de fabrication : a) membrane fermée; b) ouverte.

Ainsi il est maintenant possible de fabriquer par injection flexible des pièces de classe aéronautique. Les modifications principales apportées sont l'ajout d'une structure en acier (1) pour rigidifier le moule supérieur et un support de maintien (4) fixé avec des boulons en acier de grade 8 sur la table inférieure. Des tiges filetées (2) en acier de grade 9 ont été ajoutées au système de fermeture. Les trois autres composantes ajoutées sont une membrane tridimensionnelle (5) fixée sur la chambre de compaction à l'aide d'un système de fixation (6) et enfin un port d'injection (3) sous la forme d'une tige en acier facilement démontable.

## 6.2 Fabrication

### 6.2.1 Préformage

La méthode de préformage par rayonnement ultraviolet développée dans le chapitre 2 a été utilisée pour fabriquer les pièces renforcées par des raidisseurs en croix. Les étapes de fabrication suivent la même procédure que pour la fabrication des plaques simples. La Figure 6-4 illustre les différentes étapes de fabrication.

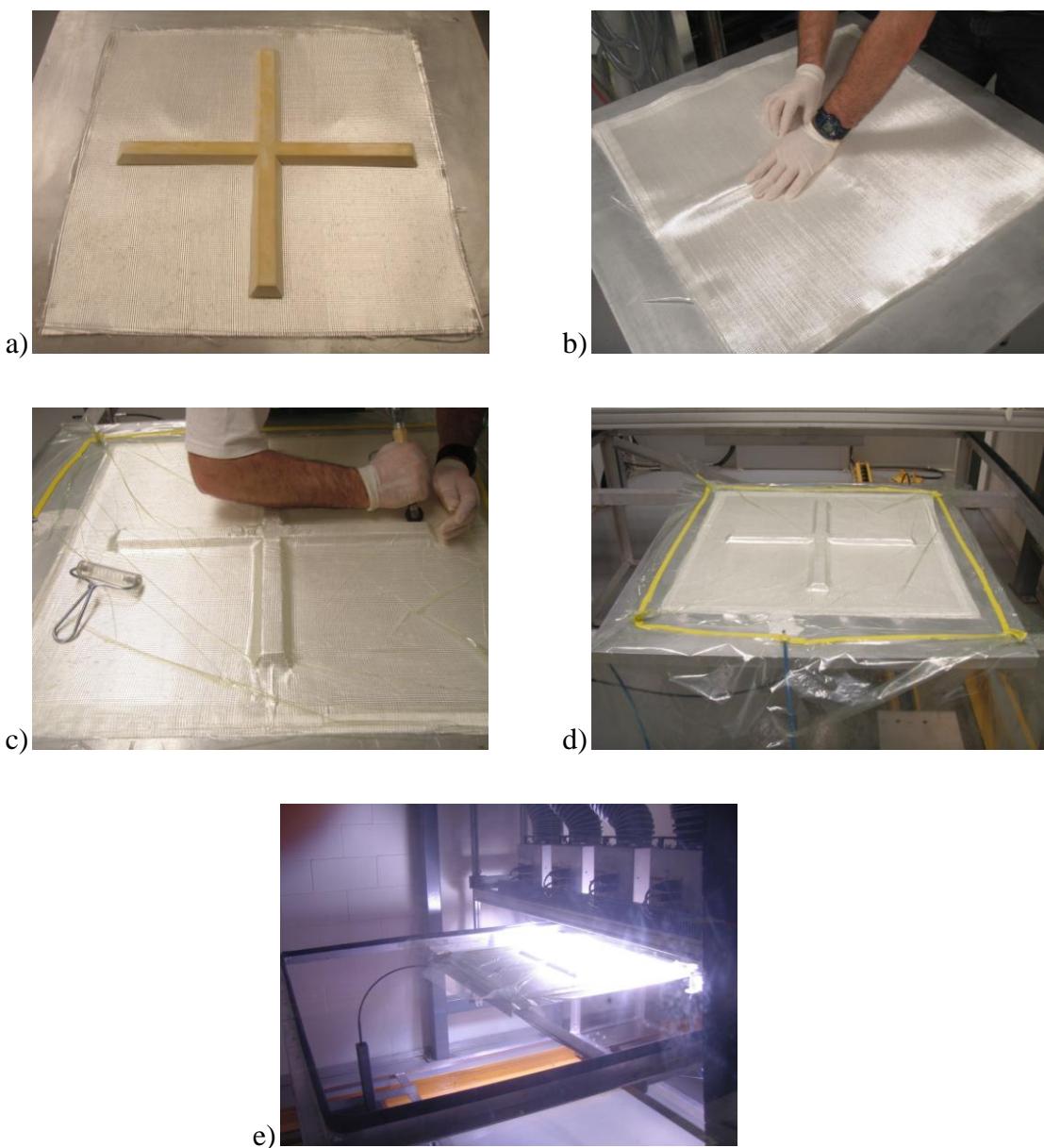
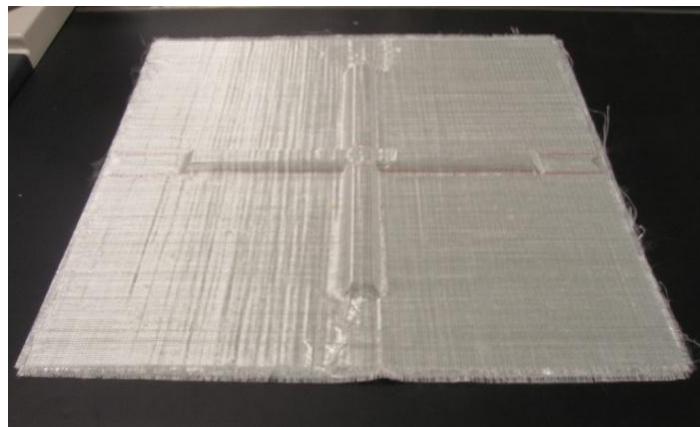
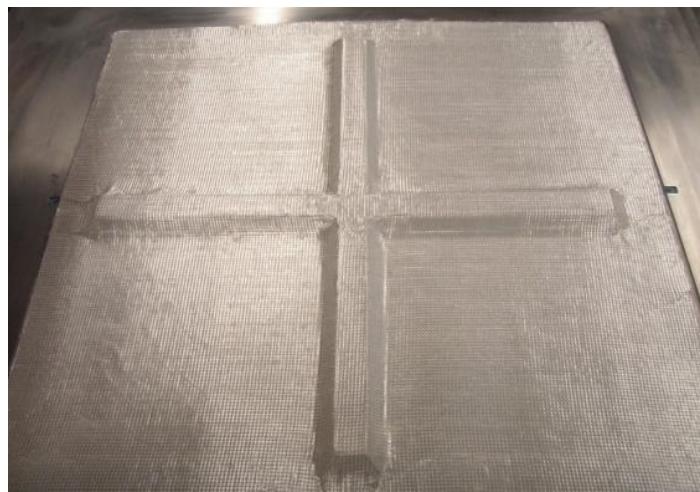


Figure 6-4 : étapes de fabrication d'une préforme.

Les étapes de fabrication des préformes sont illustrés à la Figure 6-4 : le premier pli de la préforme est préparé en vaporisant la quantité de liant recommandé (1.5%), le CB573D. L'âme du raidisseur, préalablement fabriqué avec de la mousse syntactique utilisant les microsphères de verre de type K20 de la compagnie 3M avec une concentration massique de 24%, est placé de manière équidistante par rapport au centre du tissu (6-4a). Après avoir été aspergé par le liant le deuxième pli est déposé par-dessus (6-4b), afin de créer la structure sandwich, une fois cette étape terminée, la phase de drapage (6-4c) débute. Cette dernière requiert une grande minutie, car la disposition des plis et l'orientation des fibres influencent directement les propriétés mécaniques du composite. Le tissu ainsi drapé est alors déposé sur une plaque en aluminium préalablement traitée avec un agent démolant et le tout est placé sur le chariot de la cabine de cuisson aux rayons ultraviolets et mis sous vide (6-4d). Après calibration du dosage et de l'intensité du rayonnement, le cycle de cuisson débute (6-4e). Les résultats obtenus pour différentes configuration de tissu sont présentés à la Figure 6-5.



a)

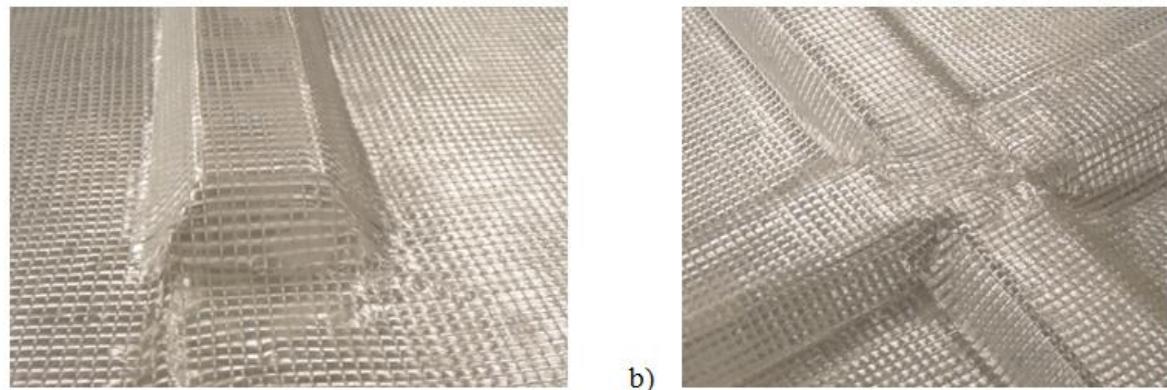


b)



**Figure 6-5 : trois préforme avec trois types de tissu : a) E-glass Barrady, b) S2 Sentinel, c) E-Glass JB Martin.**

Les préformes obtenues, ont une bonne rigidité et l'orientation des fibres a été conservée. La variabilité de l'épaisseur n'a cependant pas été mesurée étant donné les bons résultats obtenus avec les plaques simples. Cependant, certains endroits au niveau des extrémités et les coins internes de l'âme présentent des défauts d'alignement et de conformité avec la géométrie du raidisseur, tel qu'illustré à Figure 6-6



**Figure 6-6 : défaut dans les préformes : a) à l'extrémité, b) au centre.**

La structure des tissus utilisés dans cette première étape de fabrication ne semble pas correspondre à la géométrie de la pièce convoitée. Ces tissus sont composés de deux plis tissés orientés respectivement à  $0^\circ$  et à  $90^\circ$ . Cette configuration pendant le drapage crée un désordre dans l'alignement des fibres. Les distances parcourues par deux torons voisins ne sont pas les

mêmes et comme ses derniers sont tissées, un cisaillement apparaît dans la préforme. Ensuite, lors du changement de niveau au centre de l'âme, précisément à l'endroit où il y a quatre directions différentes, les fibres de la chaîne exercent des forces sur celles de la trame pour pouvoir garder leur alignement, et vice versa. Cette accumulation de contraintes repousse le tissu vers le haut et crée des ondulations au centre de la croix. Cette partie de la préforme a donc une épaisseur irrégulière et lors de l'injection de la résine, il y aura une accumulation de résine ce qui générera des défauts structurels dans les pièces.

Un autre tissu a été utilisé. Il n'est pas serti, mais cousu et composé de trois couches disposées en un seul pli de 1.52 mm d'épaisseur orienté [0, 90, 0]. Ce tissu est en fibres de verre de type E de la compagnie JB-Martin. Sa fiche technique se trouve à l'annexe 1. Les résultats obtenus sont illustrés à la Figure 6-7. Cette configuration a permis d'obtenir des préformes de bonne qualité, bien que quelques défauts soient visibles principalement en raison de la forme en oméga du raidisseur qui présente des angles vifs au niveau des deux extrémités.

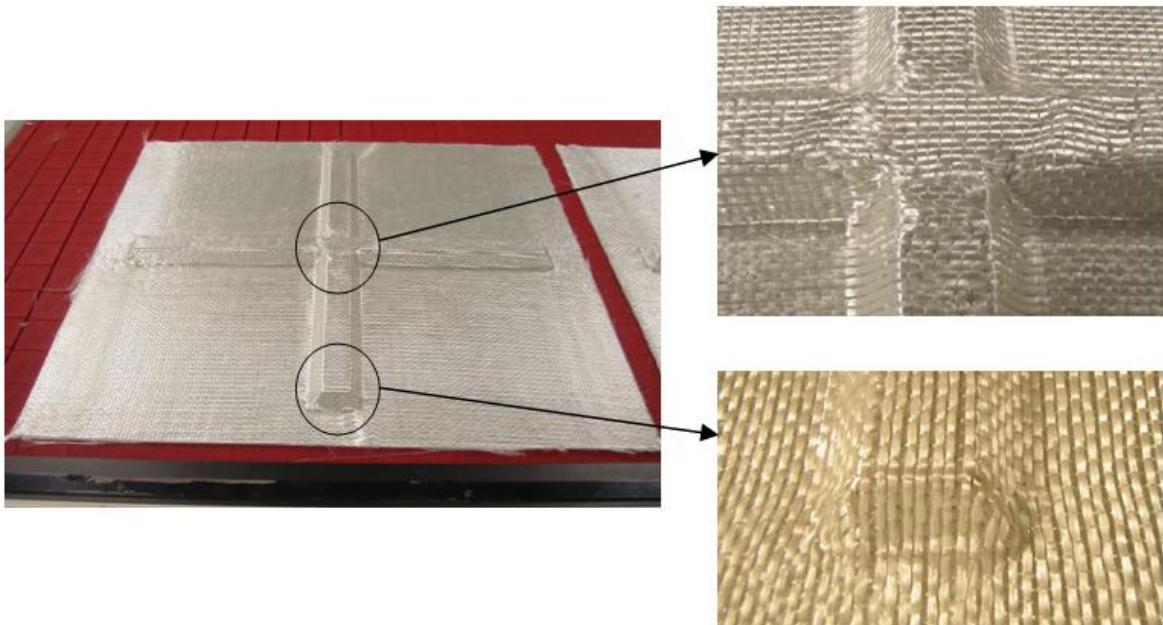


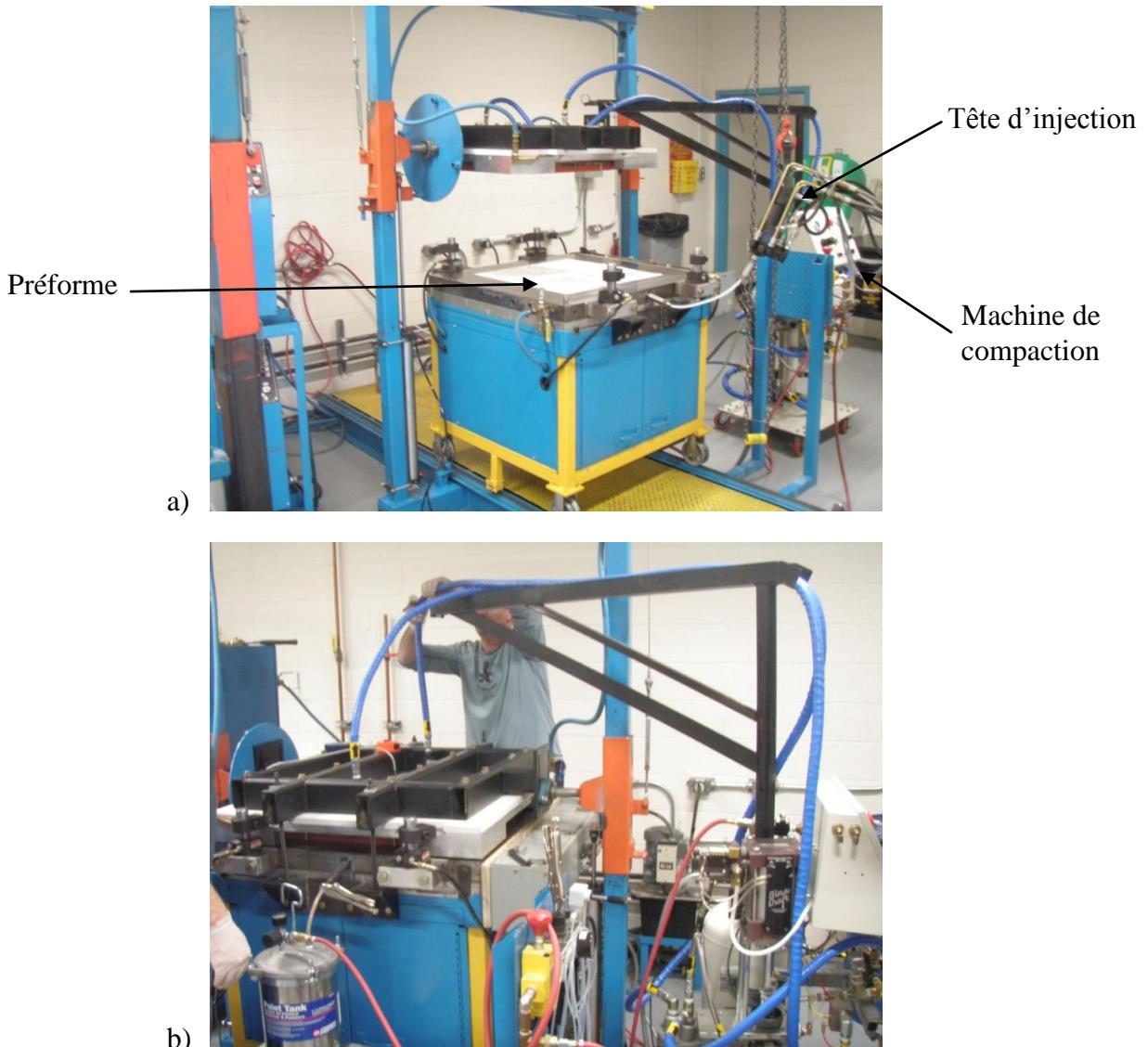
Figure 6-7 : préforme avec le tissu de JB-martin.

## 6.2.2 Injection

Le processus d'injection établi pour la fabrication des panneaux autoraidis pour les plaques simples a été conservé et seule la température de cuisson a été modifiée à cause du système de chauffage disponible, qui est sous forme d'une mini chaudière à eau pouvant aller à une température maximale de 90°C. Étant donné cette limitation en température par rapport à la température de 140°C (chauffage avec résistances électriques) utilisée pour les plaques simples, le cycle de fabrication est donc beaucoup plus long. Cependant cela n'affecte pas la qualité des pièces produites. Les paramètres de fabrication sont regroupés au Tableau 6-1. La Figure 6-8 illustre les détails de la fabrication.

Tableau 6-1 : Paramètres de fabrication des plaques autoraidies avec une croix au centre

Température (°C)		
Résine (injection)	Moule (injection)	Moule (cuisson)
<b>50</b>	<b>85</b>	<b>90</b>
Type de compaction (Bar)		
Cyclique	Statique	
<b>1.6-2.2</b>	<b>5.5</b>	



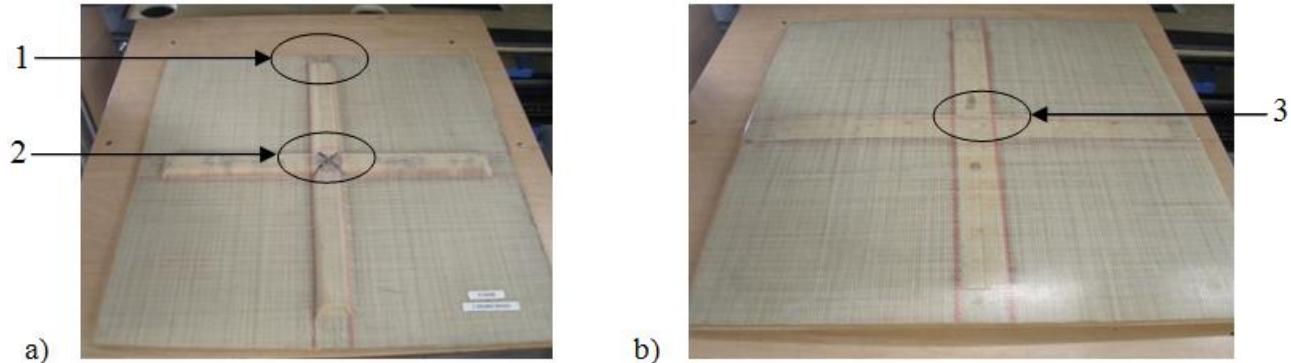
**Figure 6-8 : étapes de fabrication : a) moule ouvert avec préforme; b) moule fermé.**

Après avoir traité le moule inférieur et la membrane, la préforme est placée dans la cavité d'injection, puis les deux parties du moule sont fermées à l'aide de deux pistons pneumatiques. Le moule et le contre-moule sont maintenu fermés avec des pinces hydrauliques et des tiges en acier.

Le système de compaction de la Figure 6-8 a été développé au sein du laboratoire ainsi que la tête d'injection. Cette dernière à la particularité d'être reliée à une machine [13] qui permet l'injection à débit constant ou à pression constante avec une bonne précision (moins de 1%). La température de la résine, son mode d'injection et sa quantité sont ainsi programmées. Cette machine permet donc d'effectuer des injections répétées aux mêmes conditions.

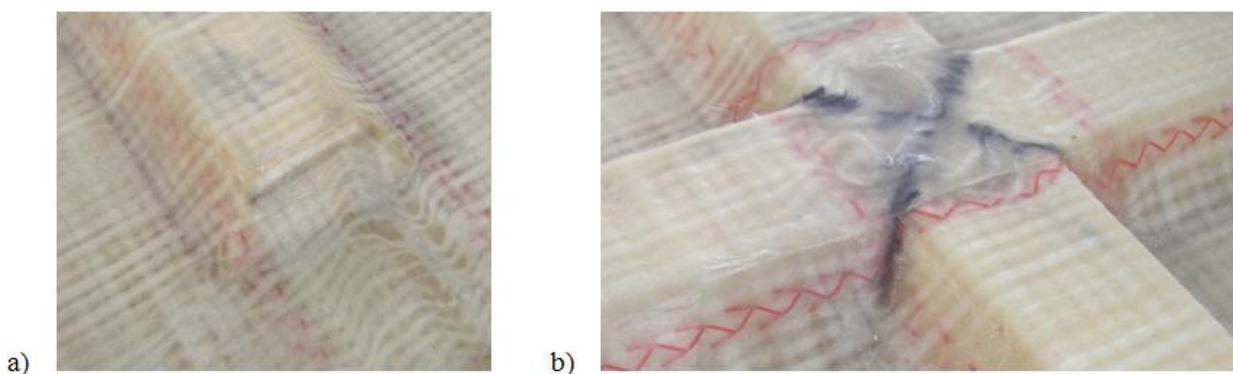
### 6.3 Résultats

Dans le but de montrer l'influence de la configuration des tissus sur la qualité finale des pièces fabriquées, des injections ont été réalisées avec les trois types de tissu illustrés à la Figure 6-5.



**Figure 6-9 : plaque autoraidie avec le tissu E-glass Baraday : a) du côté membrane; b) du côté moule.**

La première plaque fabriquée avec le tissu E-glass de Baraday est illustrée à la Figure 6-9. L'aspect visuel est très satisfaisant, la pièce a été bien imprégnée et elle ne présente aucune zone sèche. L'analyse de la pièce du côté de la membrane (a) révèle cependant des zones riches en résine. Les défauts de drapage ainsi que des défauts de fabrication des âmes pourraient être la cause de ces accumulations de résine dans les extrémités et au centre de la croix. Les Figures 6-10a et b illustrent les détails des zones 1, 2 et 3 des Figures 6-9a et b.



**Figure 6-10 : détails des deux zones de la plaque : a) zone1; b) zone 2.**

La Figure 6-10a montre l'une des extrémités de la croix où l'alignement des fibres est perturbé et les zones sans fibres présentent des accumulations de résine. La Figure 6-10b illustre le centre de

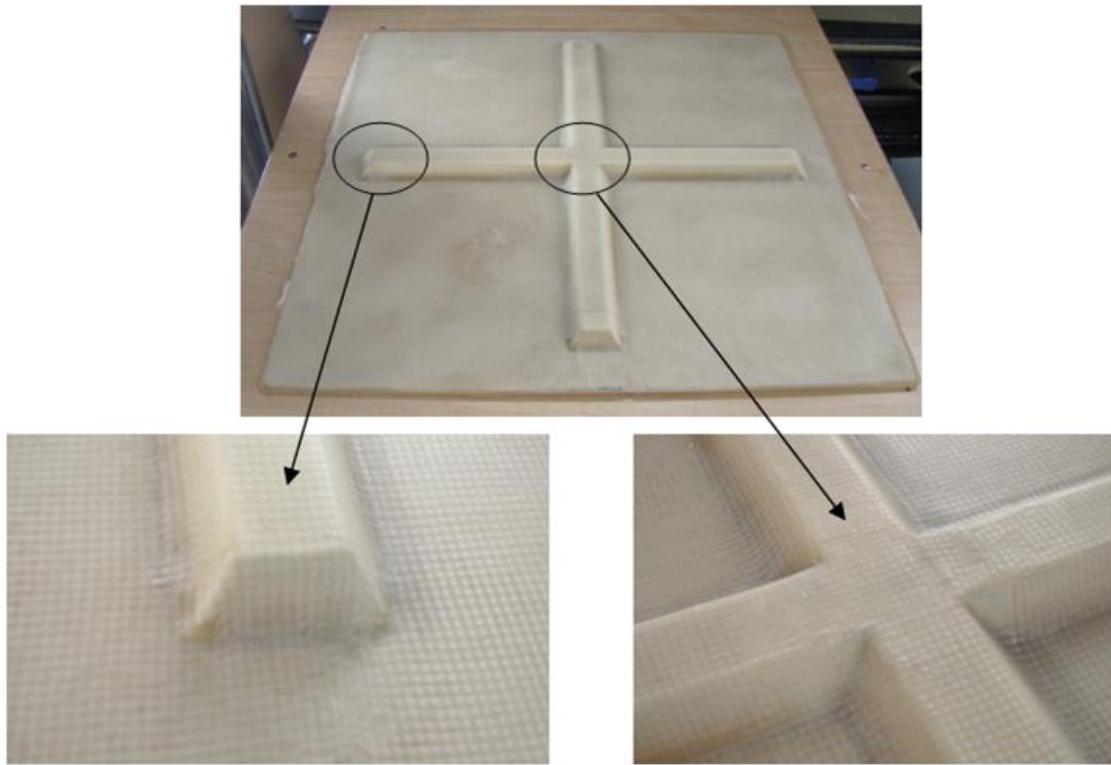
la pièce et les fibres ont perdu leur arrangement et leur orientation. Les dénivellations créées par les contraintes résiduelles dans les fibres, ont contribué à la création d'une aire d'épaisseur variable constituées aussi d'une partie riche en résine.



**Figure 6-11 : détail de la zone (3) coté membrane.**

Le côté membrane de la pièce présente un excellent fini de surface et les zones sombres au milieu correspondent à des défauts dans l'âme (voir Figure 6-10b). Ces légères imperfections se remplissent de résine et s'assombrissent durant la cuisson. Bien que la fabrication et l'imprégnation se soient bien déroulées et que l'imprégnation de la pièce soit totale, étant donné les défauts cités, la plaque a été rejetée. Aucune autre analyse ne sera donc faite sur cette pièce.

La deuxième plaque a été fabriquée avec le tissu S2-glass, ce qui, grâce à sa configuration, a permis de minimiser les défauts durant la fabrication des préformes. Les paramètres de fabrication sont similaires et le résultat est illustré à la Figure 6-12.



**Figure 6-12 : détail de la deuxième pièce.**

L'analyse visuelle permet d'observer une imprégnation uniforme de la pièce et les zones critiques illustrées à la Figure 6-12 montrent une meilleure conservation de l'alignement des fibres. Sur la plaque, quelques accumulations de résine persistent cependant et des découpes transversales A-A et B-B ont été réalisées dans ces endroits tel qu'illusttré à la Figure 6-13 afin de visualiser plus en détail la qualité de l'imprégnation. La Figure 6-13 illustre aussi l'emplacement des points de mesure pour l'analyse de la variabilité de l'épaisseur.

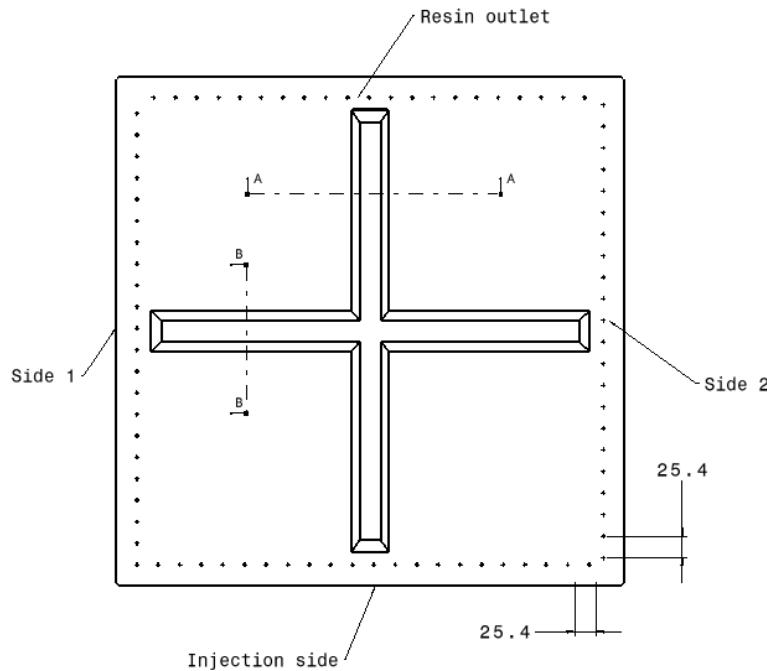


Figure 6-13 : position des coupes A-A et B-B et la position des points de mesure.

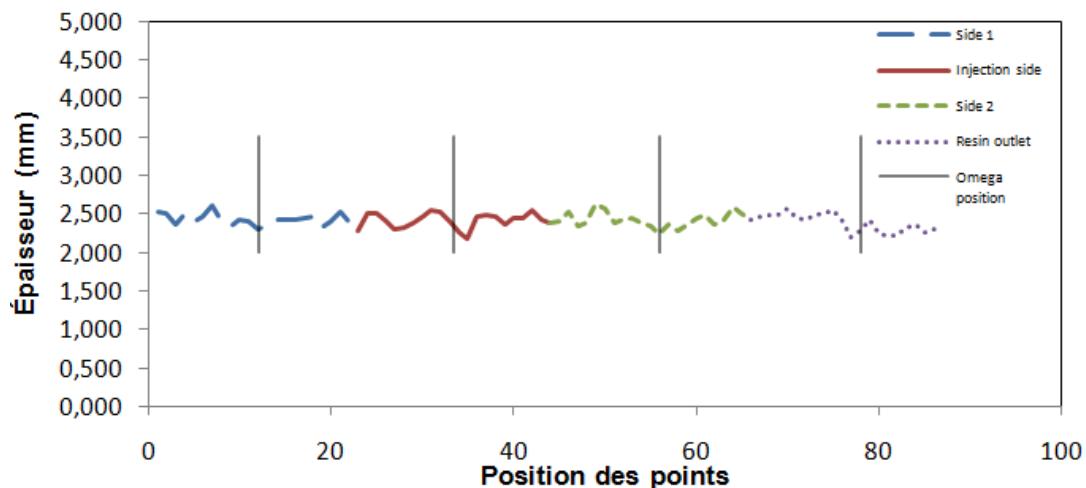
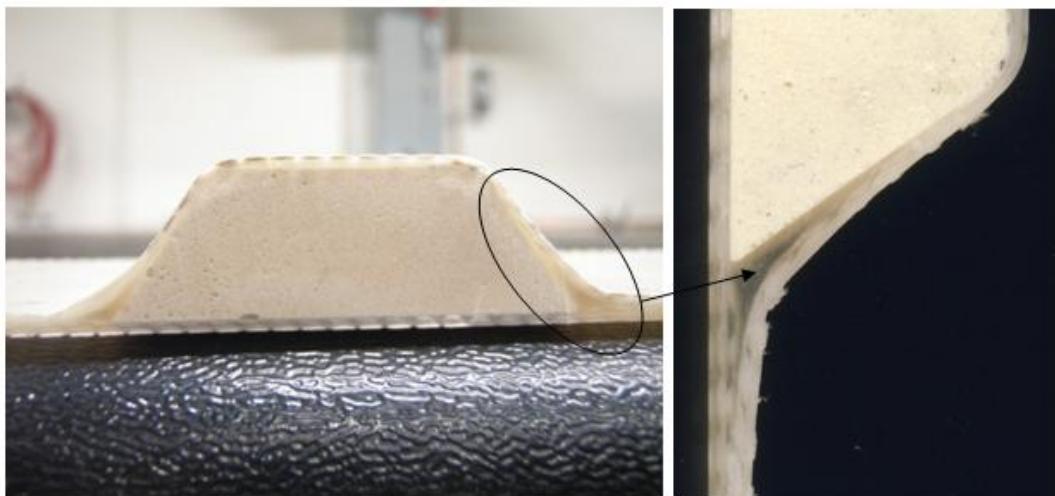


Figure 6-14 : courbe de variabilité de l'épaisseur.

Ces mesures ont été réalisées à l'aide d'un micromètre de la compagnie MITUTOYO qui a une précision de 0.001mm. Le côté 1 de la Figure 6-13 a une épaisseur moyenne de 2.423 mm avec un écart type de 0,079; le côté de l'injection présente une épaisseur moyenne de 2.416 mm avec un écart type de 0,096. Le côté 2 de la Figure 6-13 a une épaisseur moyenne de 2.427 mm et un écart type de 0,096 et le côté d'injection de la résine sur la même figure a une épaisseur moyenne

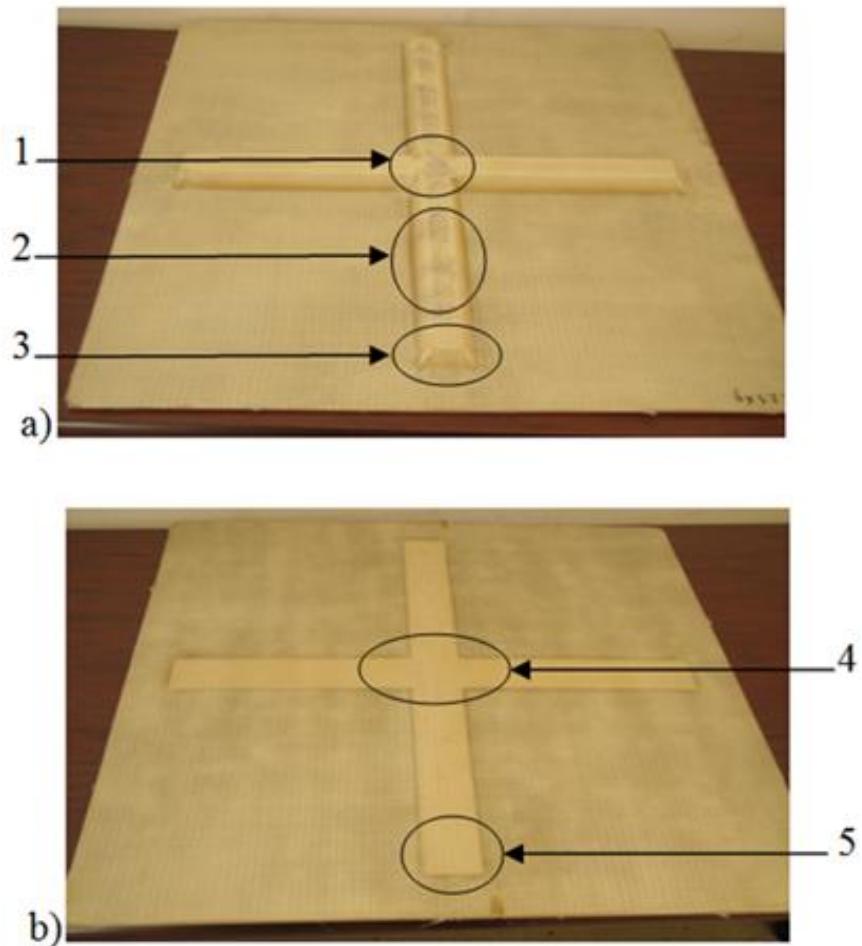
de 2,381 mm et un écart type de 0,113. Cette analyse montre que la variation de l'épaisseur reste assez faible.

Une vue détaillée de la forme Oméga est illustrée à la Figure 6-15 et l'emplacement de l'accumulation de résine causée par le défaut de la préforme est tel que prévu situé entre l'insert et le pli supérieur du sandwich. Ceci est dû à la difficulté de bien draper le tissu à cet endroit, qui se remplit de résine au moment de l'injection. Ceci crée une zone de propriétés mécaniques plus faible, qui tend à favoriser la naissance et la propagation de fissures.



**Figure 6-15: coupe A-A.**

La troisième injection a été réalisée avec le tissu de la compagnie JB-Martin. Ce tissu a donné de bons résultats lors de la première phase d'étude pendant la fabrication de plaques avec un simple oméga au milieu. À cette fin, quatre plaques ont été injectées. La Figure 6-16 illustre le résultat obtenu.



**Figure 6-16 : pièce fabriquée avec le tissu de JB Martin : du côté membrane (a), du côté moule (b).**

L'analyse préliminaire de la pièce révèle une nette amélioration de la qualité d'imprégnation par rapport à celles fabriquées avec les autres tissus. Le milieu de la croix (zone 1), ainsi que les extrémitées (zone 3), sont bien imprégnées et présentent peu ou pas de zones riches en résine. Le milieu de l'âme (zone 2) montre un très bon alignement des fibres. La qualité de la surface des deux côtés est excellente. Les détails des zones critiques sont illustrés à la Figure 6-17.



Zone 1



Zone 2



Zone 3

**Figure 6-17 : détails des zones critiques du côté membrane.**

Le côté moule de la pièce présente un excellent fini de surface. Les défauts relevés durant les précédentes fabrications, soit les zones sombres dû aux accumulations de résine, ne sont pas visibles. Ceci confirme que ce tissu procure une meilleure flexibilité pendant le processus de préformage.



Zone 4



Zone 5

**Figure 6-18 : détail du panneau du côté moule.**

Pour visualiser la qualité d'imprégnation autour de l'âme dans les différentes zones, une découpe a été réalisée. Le résultat est illustré à la Figure 6-19. Tel qu'illustré, les zones autour de l'âme ne présentent pas d'accumulation de résine, ceci principalement en raison de la qualité de la préforme et à la configuration du tissu. L'épaisseur mesurée autour de l'âme montre une faible variabilité de  $1.36 \pm 0.04$  pour la zone A, de  $1.39 \pm 0.09$  pour la zone B et de  $1.42 \pm 0.06$  pour la zone C.

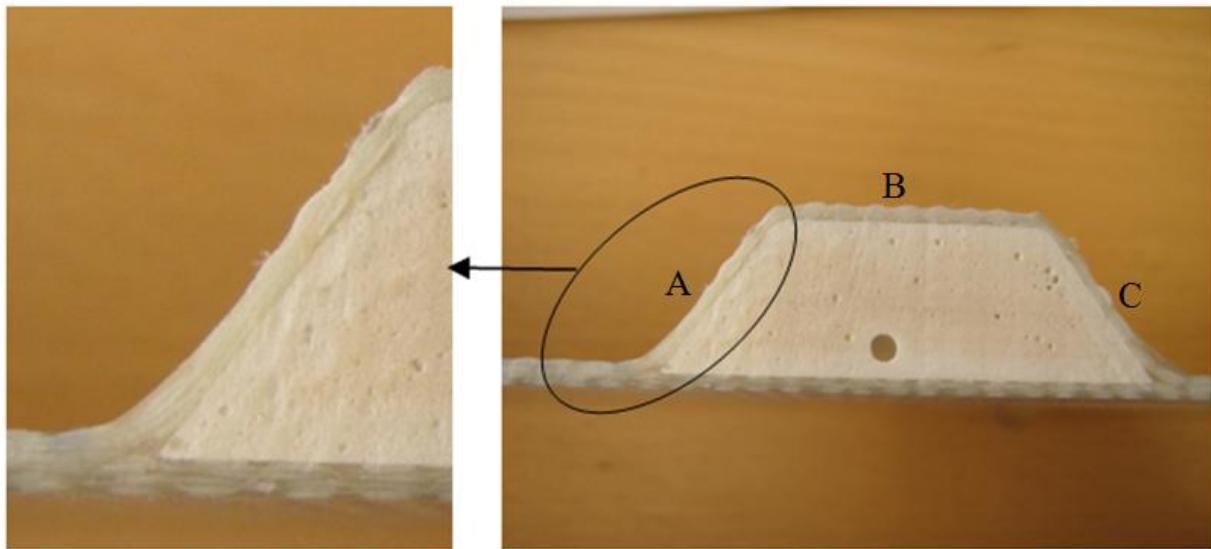


Figure 6-19 : vue d'une coupe au niveau de l'âme.

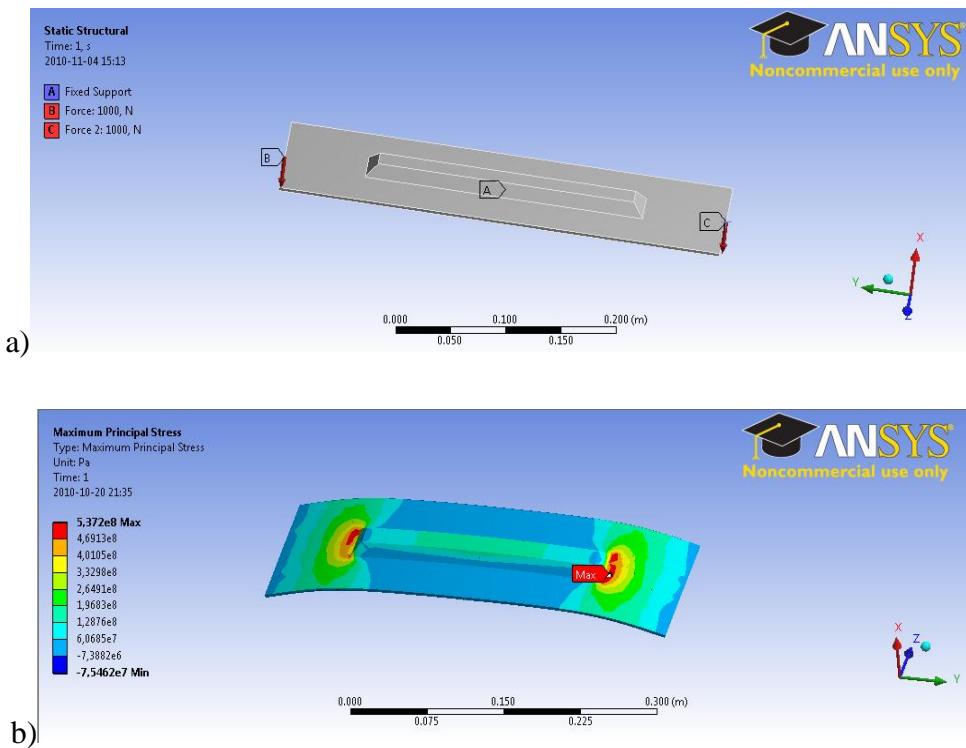
## 6.4 Conclusion

Les résultats obtenus montrent que les changements apportés durant la deuxième phase de fabrication ont contribué à l'amélioration de la qualité de la pièce. Tout d'abord, la préforme obtenue avec le tissu TG 54N a permis une meilleure drapabilité autour de l'âme en conservant l'orientation des fibres. La stratégie de compaction du côté nervuré de la pièce avec l'utilisation d'une membrane tridimensionnelle a contribué à la réduction significative des zones riches en résine. La qualité de surface que ce soit du côté membrane ou du coté moule, est très bonne. La faible variabilité de l'épaisseur autour de l'âme témoigne de la grande qualité de cette pièce. Comme dans le cas de la pièce simple avec un simple raidisseur Oméga au centre, une légère modification de la géométrie de l'âme contribuerait à l'amélioration de la pièce finale. Dans les travaux futurs, il serait judicieux de tenir compte de ce paramètre.

## CHAPITRE 7 PERSPECTIVES

Les deux types de pièces fabriquées, soit la plaque avec un simple oméga ou celle avec une croix, ont permis de prouver l'efficacité du procédé de fabrication de panneaux autoraidis par injection flexible. Plusieurs volets demanderaient cependant des travaux plus poussées. Tout d'abord, les angles vifs de la forme Oméga de la nervure présentent des zones où les tissus sont difficilement drapable. Ceci entraîne la création de zones riches en résine et donc engendre des points de concentration de contraintes.

Le second volet concerne l'influence des angles de la nervure sur les performances mécaniques des pièces. La Figure 7-1a, illustre une simulation d'une pièce nervurée constituée d'un matériau isotrope (acier) chargé en flexion (Figure 7-1b). Il serait en effet intéressant d'étudier le comportement de la plaque avec une nervure comportant des arrondies au lieu des angles vifs.



**Figure 7-1 : simulation d'une plaque : a) chargement en flexion; b) localisation de la contrainte principale maximale.**

Le troisième volet à explorer toucherait la fabrication d'une pièce de taille industrielle avec une géométrie similaire. Dans cette optique, des travaux visant à modifier un moule existant ont été

réalisées, mais ces modifications sont restées au stade de conception sur CATIA. La pièce prévue aurait les dimensions suivantes : 1.80 m de longueur par 0.7 m de largeur et une épaisseur de 3 mm. La Figure 7-2a illustre le moule avant les modifications du modèle Catia et le moule réel (Figure 7-2b).

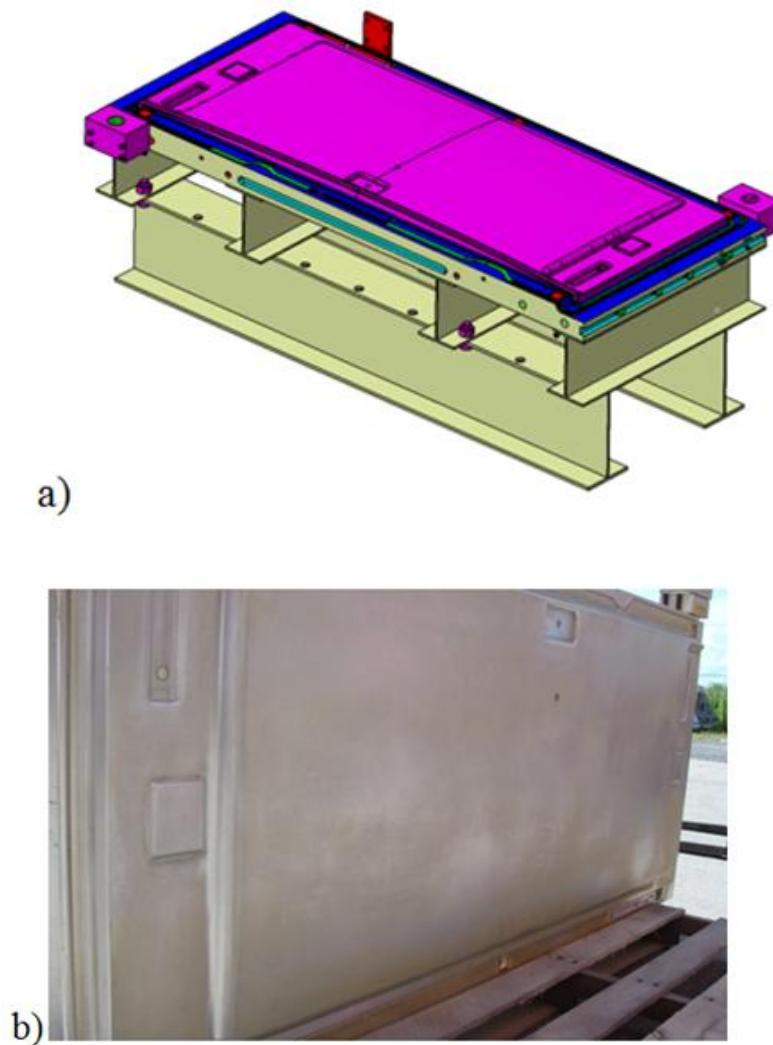
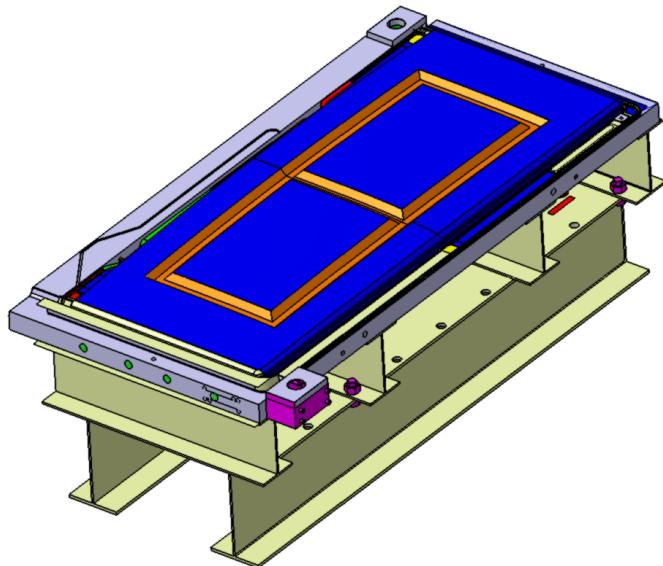


Figure 7-2 : moule à modifié : a) modèle Catia; b) moule réel.

Les modifications apportées reposeraient sur la forme de la pièce à fabriquer par injection flexible. Ces modifications comprennent le changement de l'emplacement des ports d'injection et des évents ainsi que la forme du moule et l'adaptation de la partie supérieure de la nouvelle membrane. Deux plaques devront être ajoutées afin de faciliter la fixation de la tête d'injection.

La Figure 7-3 illustre le modèle Catia modifié du moule pour la fabrication future d'une pièce de dimension industrielle.



**Figure 7-3 : modèle Catia du moule inférieure modifié.**

Tel qu'illustré à la Figure 7-3, la pièce finale serait renforcée par deux nervures longitudinales en forme d'oméga ayant chacune une longueur de 1.25 m et trois nervures transversales ayant une largeur de 0.45 m. Cette disposition croisée augmenterait considérablement la rigidité de la plaque, tel que démontré précédemment au chapitre 4. Cette pièce possède également la particularité d'avoir un double rayon de courbure dans les deux sens orthogonaux (X, Y) ce qui apparaît sa géométrie à celle d'un fuselage d'avion, (voir Figure 7-4).



Figure 7-4 : photos d'une partie d'un fuselage d'avion renforcé par des nervures oméga (JEC 2010).

## CONCLUSION

Les matériaux composites offrent la possibilité de diminuer de façon significative [5] le poids des équipements en maintenant des propriétés mécaniques équivalentes aux matériaux couramment utilisés. Dans ce contexte la Chaire sur les composites à haute performance œuvre depuis quelques années afin de répondre aux besoins croissants des industries automobiles et aérospatiale. Le développement du procédé d'injection flexible constitue un saut significatif au niveau de la fabrication des matériaux composites. Il permet en effet avec des moyens peu coûteux de fabriquer des pièces de classe aéronautique.

Les nouvelles approches développées dans ce travail permettent de fabriquer des composites d'excellente qualité. Ils sont résumés dans les points suivants :

- ❖ préformage par rayonnement ultraviolet;
- ❖ élaboration d'un nouveau matériau pour les âmes à base de résine époxy;
- ❖ fabrication de plaques autoraidies monolithiques en une seule étape;
- ❖ démonstration de la contribution du raidisseur pour améliorer les propriétés mécaniques des composites.

Afin de pouvoir être en mesure de fabriquer une pièce autoraidie de forme oméga, il a fallu dans un premier temps revoir le processus de fabrication dans son intégralité. Tout d'abord, une méthode innovatrice de préformage par rayons ultraviolets a été mise au point. Ceci a permis de produire des préformes de grande qualité dans un délai très court comparativement aux approches plus traditionnelles utilisant des résines époxy et un four à convection. De même, cette méthode de préformage par UV peut être aisément implantée industriellement pour la production de masse.

Une étude des propriétés mécaniques de différents matériaux a été réalisée pour développer la mousse de remplissage de l'âme. Un nouveau matériau a été développé. Les résultats (résistance, rigidité spécifique...) obtenus ont démontré que ce nouveau matériau répond aux exigences des industries automobile et aéronautique, bien que sa densité puisse encore être améliorée.

La première phase de fabrication des plaques simples a été réalisée au moyen d'une compaction permettant la consolidation du laminé du côté plat de la pièce. Les résultats obtenus ont montré

plusieurs éléments intéressants dont une rigidité spécifique augmentée de 500% pour un gain massique de seulement 20%. La disposition du raidisseur par rapport au chargement (position oméga ou oméga-inv) a montré deux comportements différents : un mode fragile pour une position oméga et un comportement ductile pour la position oméga-inv. Enfin, les problèmes rencontrés lors de la fabrication des préformes dont la drapabilité du tissu, entre autre, pourraient être évité en éliminant les coins vifs de la forme oméga du raidisseur.

La deuxième phase consiste à fabriquer des pièces de plus grande dimension avec une croix en forme d'oméga disposée au centre. Pendant cette étape, à la différence de la première phase, la consolidation a été réalisée selon une stratégie différente, c'est-à-dire que la compaction est effectuée du côté nervuré de la pièce. L'étude consiste à analyser l'aspect visuel ainsi que la variabilité de l'épaisseur des pièces fabriquées. L'évaluation des propriétés mécaniques avec l'apport de l'âme au niveau de l'augmentation de la rigidité spécifique ainsi que les mesures du taux de porosité des plaques fabriquées ont permis de conclure en l'efficacité du procédé *Polyflex* pour réaliser des pièces composites de bonne qualité.

Ce travail a amené plusieurs nouveautés dans le développement et la fabrication des pièces autoraidies. Tout d'abord, par sa facilité, son efficacité et sa rapidité, le préformage par rayonnement ultraviolet a permis d'obtenir des préformes faciles à manipuler, à entreposer et à insérer dans un moule. Ce procédé contribue à améliorer la qualité finale des composites ainsi qu'à réduire le temps de mise en forme. L'étude et l'utilisation d'une nouvelle mousse syntactique développée dans le cadre de ce travail a ouvert la porte à l'utilisation de matériaux à base de résine époxy. Ceci permet en effet d'obtenir des âmes dont le rapport entre les propriétés mécaniques et la densité est très proche des matériaux de classe aéronautique comme le Rohacell ou le Corecell. De plus, cette nouvelle mousse, contrairement aux derniers matériaux industriels, permet une grande polyvalence comme l'ajout d'additifs ignifuges ou encore amortissants pour résoudre les problèmes de vibration. Enfin, la fabrication des plaques autoraidies avec une nervure de forme oméga procure aux pièces une rigidité spécifique moyenne 20 fois plus élevée que celle d'une pièce simple. Le procédé *Polyflex* a donc démontré sa capacité de fabriquer des composites de géométrie complexe en une seule étape, produisant ainsi une pièce monolithique avec d'excellentes propriétés mécaniques.

Afin de finaliser le développement élaboré dans le cadre de ce travail, il faudrait poursuivre les recherches sur différents volets. Tout d'abord, une étude de fabrication des pièces autoraidies de taille industrielle devrait être réalisée. Ce point a fait l'objet d'une discussion dans le chapitre 6. Par la suite, il faudrait évaluer l'impact de la modification de la géométrie de l'âme afin d'éliminer les passages brusques correspondant aux angles aigus de la forme en oméga. Enfin, il faudrait également étudier le phénomène de propagation de fissures dans un composite afin d'approfondir ces connaissances (voir Figure 5-23b).

## RÉFÉRENCES

- [1] P. R. YOUNES, "Matériaux composites," ed, 2007.
- [2] A. word. 2007, 787 fuselages.
- [3] S. Teknea, Matériaux composites, Introduction à l'usage des ingénieurs et techniciens. Paris, 1989.
- [4] E. R. a. F. T. Philippe Causse, "Consolidation of Curved Composite Parts Manufactured by Flexible Injection," presented at the 9th International conference on Flow Process in Composite Materials (FPCM-9), Montréal, July 2008.
- [5] P.K.Malik, Fiber reinforced composites, materials, manufacturing and design, 2007.
- [6] J.-p. lachance, "Optimisation du matériau d'un renfort d'une pièce composite sandwich," École polytechnique, Montréal PFE, 2010.
- [7] T. Inc., "Étude économique de l'industrie des composites au Québec," 2008.
- [8] T. G. Gutowski, *et al.*, "Consolidation experiments for laminate composites," *Journal of Composite Materials*, vol. 21, pp. 650-669, Jul 1987.
- [9] T. G. Gutowski and L. Bonhomme, "Mechanics of prepreg conformance," *Journal of Composite Materials*, vol. 22, pp. 204-223, Jan 1988.
- [10] R. Dubé, "Développement d'un système d'injection pour la fabrication des composites," Masters, Génie mécanique, École polytechnique de Montréal, Montréal, 2009.
- [11] DIGITIP, "Le 4 pages des statistiques industrielles," 2002.
- [12] C. B. e. Coll, Matériaux composites, Usine nouvelle, DUNOD ed. Paris, 2005.
- [13] CDCQ, "Ultraviolet curing of composite parts," ed: Expoplast, Octobre 2008.
- [14] CCHP, "Procédure de mesure du taux de porosité V 28 se 2010," ed. Montréal: École polytechnique, 2010.
- [15] J.-M. Berthelot, Matériaux composites. Comportement mécanique et analyse des structures, TEC éd.: Lavoisier, 2005.

- [16] F. P. Beer and R. E. J. Johnston, *Mechanics of materials*, 2nd ed. ed. London: McGraw Hill, 1992.
- [17] G. L. Batch, *et al.*, "Compaction of fiber reinforcements," *Polymer Composites*, vol. 23, pp. 307-318, 2002.
- [18] T. B.-Q. André Bazergui, André Biron, Georges McLintyre, Charles Laberge, *Résistance des matériaux* vol. 1. Montréal: Presses internationales Polytechnique, 2002.
- [19] C. Abdellaoui, "Étude expérimentale du contrôle en pression et en température de la fabrication de composites par injection flexible," Masters, Génie mécanique, École polytechnique de Montréal, Montréal, 2008.
- [20] Perox, "Exemple de matériau composite," éd. Paris, 2009.

## ANNEXES

### ANNEXE 1 : FICHES TECHNIQUES DES MATÉRIAUX

#### Résine



LINDAU CHEMICALS INC.

COLUMBIA, SOUTH CAROLINA 29201  
731 ROSEWOOD DRIVE

PHONE 803-799-6863  
TELEFAX 803-256-3639  
EMAIL LCI@LINDAU.NE

#### TECHNICAL DATA SHEET

#### EPOXY RESIN SYSTEM FOR PULTRUSION

#### LINDOXY 190 Resin LS-252V Anhydride Curing Agent

**LS 252V** is a formulated anhydride curing agent designed to be used in conjunction with **LINDOXY 190** for high temperature pultrusion applications requiring high glass transition temperatures and excellent physical properties. While this 100% epoxy resin system has excellent pot life characteristics with low initial viscosities, it still has rapid cure rates at elevated temperatures. These features coupled with excellent adhesion to several reinforcements including glass and carbon fiber make it an excellent choice for pultrusion applications.

The **LS - 252V** is also formulated with an internal mold release agent specially designed to work with an anhydride cured epoxy system. No additional mold release agent should be added.

#### FORMULATION

<u>Component</u>	<u>phR<sup>(1)</sup></u>
<b>LINDOXY 190<sup>(2)</sup></b> (EEW: 137 g/eq)	100
<b>LS - 252V</b>	160
Polyfil 8039 <sup>(3)</sup>	15%-20% (total resin wt.) for glass fiber 5% (total resin wt.) for carbon fiber

#### NOTES:

- 1) parts per hundred parts of Resin.
- 2) or equivalent resin
- 3) Filler supplied by Huber Products or equivalent.

## TYPICAL PROPERTIES

	<u>LS - 252V</u>	<u>LINDOXY 190</u>
Appearance	Dark amber liquid	Amber liquid
Brookfield Viscosity (cps) <sup>(1)</sup>	1500 - 2000 cps	350 - 450 cps
Epoxide Equivalent Weight (g/eq.)	131 - 143	
Anhydride Equivalent Weight	230 - 245	
Weight per Gallon @ 25°C (lbs)	9.6 - 9.8	9.8
Flash Point, °F (°C), minimum	260°F (126.5°C)	245°F (118°C)

1) Tested @ 25°C unless specified

## TYPICAL PROCESSING CONDITIONS

The **Lindoxy 190 / LS-252V** resin system should be cured in a two stage process: a gelation stage (temperature of 150°C) followed by a cure stage (temperature of 200°C). A total residence time in the two stages of nine minutes is required for optimum thermal and physical properties. Under these conditions, Glass Transition Temperatures (DSC) of 215°C may be obtained with this resin system. The first stage cure must be completed in a closed die, but the second stage may be cured in an in-process post cure oven. Using this type of cure, rates of 12 - 15 inches per minute can be achieved.

Due to variations in part size, die length, cure temperature and reinforcement, specific process instructions can not be given. Contact Lindau Customer Service for assistance in the design of a time, temperature and rate profile.

## TYPICAL MIXED RESIN PROPERTIES

(Formulation: Lindoxy 190 / LS-252V : 100 / 160)

Gel Time, seconds @ 320°F (160°C)	90
Pot Life @ 77°F (25°C)	
a) Initial Brookfield Viscosity (cps)	780 cps
b) Time to 5,000 cps	24 hours
c) Time for viscosity to double	8 hours
Glass Transition Temperature, °C <sup>(1)</sup>	220°C
Reactivity @ 338°F (170°C)	
a) Peak Exotherm Time (min.)	2.83
b) Peak Exotherm Temp., °F (°C)	453°F (234°C)
c) Gel Time (min.)	2.17
d) Gel Temp., °F (°C)	333°F (167°C)

1) Cure: Gel @ 195°F (90°C) plus post cure of 2 hours @ 300°F (150°C) + 4 hours @ 392°F (200°C).

**TYPICAL CURED RESIN PROPERTIES**

Formulation: Lindoxy 190 – 100 parts / LS-252V - 160 parts  
Cure: Gel @ 195°F (90°C) plus post cure of 2 hours @ 300°F (150°C) + 4 hours @ 392°F (200°C).

<u>Property</u>	<u>Method</u>	<u>Result</u>
Tg (°C) by DSC	ASTM D-3418	222.5°C
Tensile Strength	ASTM D-638	5868 psi
Tensile Elongation	ASTM D-638	2.7 %
Tensile Modulus	ASTM D-638	215,000 psi
Shrinkage (% volume change)	ASTM D-792	-2.3%

**Microsphères 3M****3M™ Microspheres**  
Selection Guide

Innovative **Solutions**  
for Demanding  
Applications

**3M**

## Selecting microspheres for performance enhancements.

3M™ Microspheres offer a variety of inherent advantages over typical irregularly shaped mineral fillers. And 3M can offer engineered microspheres with different sizes, strengths, densities and compositions. Combining the inherent advantages with engineered features provides a wide choice of unique potential enhancements to help you meet specific processing and end use requirements of many applications.

More than one type of microsphere may be appropriate for an application depending on requirements for texture, processing equipment and cost. Smaller spheres can help provide a smoother feel. And some equipment can damage lower strength spheres. The following charts present 3M microspheres commonly considered for many typical applications.

Application Ideas	Potential Enhancements*	Microspheres	Considerations
Adhesives (aerospace)	Weight reduction, reduced shrinkage, high filler loading/reduced VOCs.	K25 S32, K37 A16/500, A20/1000, D32/4500	Low cost. When processing requires higher strength. For high performance.
Adhesives (general industrial)	Reduced shrinkage, high filler loading/reduced VOCs.	G-600	325 mesh particle size.
Bowling ball cores	Density control.	K1 K15, K20	Low cost. When processing requires higher strength.
Buoyancy	Cost reduction, weight reduction, water resistance, sandability/machinability	A16/500, A20/1000, H20/1000, D32/4500 K1, K15 K20, K25	For high performance. Shallow water flotation. Deep water flotation.
Cast urethane	Cost reduction, sandability/machinability, reduced warpage/shrinkage, weight reduction.	K1, K15 K20	Low cost, low strength. Commonly used. Low cost.
Caulks	Reduced shrinkage.	K15, K20 S15 S22	When processing requires higher strength. Small particle size for smooth texture. Small particle size for smooth texture.
Cultured marble	Sandability/machinability, weight reduction, thermal shock resistance.	K1 K15, K20	Low cost. When processing requires higher strength.
Epoxy flooring	Cost reduction, improved flow, increased chemical/ abrasion resistance.	G-800, G-850	Lowest cost 3M™ Ceramic Microsphere. Least surface area.
Furniture (cast polyester)	Cost reduction, sandability/machinability, reduced warpage/ shrinkage, weight reduction.	K1 K15, K20	Low cost. When processing requires higher strength.
Golf ball cores (lightweight)	Weight reduction.	S38 K46, S60, S60HS	Low cost When processing requires higher strength.
Golf ball cores (regular weight)	Improved moldability and flow, increased compression strength.	G-800	Lowest cost 3M ceramic microsphere.
Injection molded/ extruded composites	Lightweight, improved dimensional stability, improved productivity	iM30K	Where extrusion/molding requires very high strength
Marine putties	Cost reduction, weight reduction, reduced shrinkage/warpage.	K1 K15, K20	Low cost. When processing requires higher strength.

\* Actual enhancements realized may vary depending on a variety of factors, some of which are uniquely within the user's knowledge and control. As a result, it is essential that the user evaluates the 3M product to determine whether it is fit for a particular purpose and suitable for the user's method of application.



Application Ideas	Potential Enhancements*	Microspheres	Considerations
Paints (architectural)	Improved scrubbability, burnish and stain resistance.	W-210, W-410 W-610	White for easy color matching.
Paints (industrial & maintenance)	Gloss control, hardness, corrosion resistance, abrasion resistance, higher solids/reduced VOCs.	G-200, W-210 G-400, W-410 G-600, W-610	Smallest particle size. Least gloss reduction. 6 Hegman grind. Maintenance paints.
Plywood patch	Cost reduction, sandability, reduced shrinkage.	K15, K20	Yields low density.
Polymer concrete (regular density)	Cost reduction, reduced shrinkage, higher compressive strength, improved flow.	G-800, G-850	Shape and size allows improved particle packing.
Potting compounds (lightweight)	Weight reduction, reduced shrinkage, reduced dielectric constant, thermal insulation.	A16/500, A20/1000, H20/1000 K1 K15, K20	For high performance. Low cost. When processing requires higher strength.
Potting Compounds (regular weight)	Reduced shrinkage, thermal stress crack resistance.	G-600, W-610 G-800	Small particle size. Lowest cost 3M™ Ceramic Microsphere.
Powder coatings	Abrasion resistance, improved flow.	G-200, W-210, G-200 PC G-400, W-410, G-400 PC	Small particle size. 6 Hegman grind.
Spackling compounds	Sandability, reduced shrinkage.	K1 K15, K20 S15, S22	Low cost, commonly used. When processing requires higher strength. Small particle size for smooth texture.
Syntactic foam	Cost reduction, weight reduction.	S32, S35 K37, S38, S38HS	Low cost When processing or spraying requires higher strength.
Spray-up/lay-up	Cost reduction, sandability/machinability, reduced warpage/shrinkage, weight reduction.	K1	Low cost. Not recommended for spray applications.
		K15	When processing requires higher strength. Not recommended for spray applications.
		K20	When processing requires higher strength. Commonly used. Not recommended for spray applications.
		K25, S32, S35	Higher strength for spray applications.
Tape joint compounds	Reduced shrinkage, sandability.	K1	Low cost.
Tile grout	Reduced shrinkage, improved flow.	K20	Low cost.
		K25 G-800, G-850	When processing requires higher strength. Low cost.

\* Actual enhancements realized may vary depending on a variety of factors, some of which are uniquely within the user's knowledge and control. As a result, it is essential that the user evaluates the 3M product to determine whether it is fit for a particular purpose and suitable for the user's method of application.

### 3M™ Glass Bubbles General Purpose Series

Target Crush Strength (90% survival, psi)	True Density (g/cc)	Particle Size (microns, by volume)				
		Distribution			Effective top size (95%)	Color (unaided eye)
10th%	50th%	90th%				
K1	250	0.125	30	65	115	120
K15	300	0.15	30	60	105	115
S15	300	0.15	25	55	90	95
S22	400	0.22	20	35	65	75
K20	500	0.20	25	55	95	120
K25	750	0.25	25	55	90	105
S32	2000	0.32	20	40	70	80
S35	3000	0.35	10	40	75	85
K37	3000	0.37	20	45	80	85
S38	4000	0.38	15	40	75	85
S38HS	5500	0.38	15	40	75	85
K46	6000	0.46	15	40	70	80
S60	10,000	0.60	51	30	55	65
S60/HS	18,000	0.60	11	30	50	60
iM30K	28,000	0.60	9	16	25	29

### 3M™ Glass Bubbles Floated Series

Target Crush Strength (90% survival, psi)	True Density (g/cc)	Particle Size (microns, by volume)				
		Distribution			Effective top size (95%)	Color (unaided eye)
10th%	50th%	90th%				
A16/500	500	0.16	35	70	115	135
A20/1000	1000	0.20	30	60	100	120
H20/1000	1000	0.20	25	55	90	110
D32/4500	4500	0.32	20	40	70	85
H50/10,000 EPX	10,000	0.50	20	40	50	60

Note: Technical information and data shown here should be considered representative or typical only and should not be used for specification purposes.

Refer to product data pages for additional technical information.

## 3M™ Ceramic Microspheres

Target Crush Strength (90% survival, psi)	True Density (g/cc)	Particle Size (microns, by volume)					Color (unaided eye)
		10th%	50th%	90th%	Effective top size (95%)		
G-200	>60,000	2.5	1	4	10	12	gray
G-400	>60,000	2.4	1	5	14	24	gray
G-600	>60,000	2.3	1	6	24	40	gray
G-800	>60,000	2.2	2	18	75	200	gray
G-850	>60,000	2.1	12	40	100	200	gray
G-200 PC	>60,000	2.5	1	4	9	12	gray
G-400 PC	>60,000	2.4	1	5	14	24	gray
W-210	>60,000	2.4	1	3	9	12	white
W-410	>60,000	2.4	1	4	15	24	white
W-610	>60,000	2.4	1	10	28	40	white

## Beyond microsphere enhancements... technical support and worldwide service

It can take more than quality products to help you solve complex problems. That's why 3M also provides technical support, a proven global service network, and ongoing R&D to help you meet your ever-evolving needs.

## R&D... expanding our capabilities to serve you

With a focus on continuous improvement and innovation, 3M R&D takes you beyond our current microsphere technology – microencapsulation, surface treated products and metal coated products.

## Technical support

Our technical support team offers the expertise and depth of 3M. Together, with our technically skilled authorized distributor network, we field the largest team in the industry to help you solve problems, optimize formulations and simplify material handling.

## Resources

3M Microspheres are supported by global sales, technical and customer service resources, with fully-staffed technical service laboratories in the U.S., Europe, Japan, Latin America and Southeast Asia. Users benefit from 3M's broad technology base and continuing attention to product development, performance, safety and environmental issues.

For additional technical information on 3M microspheres in the United States, call 3M Energy and Advanced Materials Division, 800-367-8905.

For other 3M global offices, and information on additional 3M products, visit our web site at: [www.3M.com](http://www.3M.com)

**United States**  
3M Energy Advanced Materials Division  
800 367 8905

**Europe**  
3M Belgium N.V.  
32 3 250 7521

**China**  
3M Hong Kong Limited  
852 2806 6111

**Taiwan**  
3M Taiwan Limited  
886 2 2704 9011

**Korea**  
3M Korea Limited  
82 2 3771 4114

**Japan**  
Sumitomo 3M Limited  
813 3709 8250

**Philippines**  
3M Philippines, Inc.  
63 2 813 3781

**Singapore**  
3M Singapore Pte. Ltd.  
65 454 8611

**Malaysia**  
3M Malaysia Sdn. Berhad  
60 3 706 2888

**New Zealand**  
3M New Zealand Ltd.  
64-9-444-4760

**Singapore**  
3M Australia Pty., Ltd.  
61 2 9498 9333

**Other Areas**  
651 736 7123 (U.S.)

**Important Notice to Purchaser:** The information in this publication is based on tests that we believe are reliable. Your results may vary due to differences in test types and conditions. You must evaluate and determine whether the product is suitable for your intended application. Since conditions of product use are outside of our control and vary widely, the following is made in lieu of all express and implied warranties (including the implied warranties of merchantability and fitness for a particular purpose): Except where prohibited by law, 3M's only obligation and your only remedy, is replacement or, at 3M's option, refund of the original purchase price of product that is shown to have been defective when you received it. In no case will 3M be liable for any direct, indirect, special, incidental, or consequential damages (including, without limitation, lost profits, goodwill, and business opportunity) based on breach of warranty, condition or contract, negligence, strict tort, or any other legal or equitable theory.



**Energy and Advanced Materials Division**  
3M Center  
Building 223-6S-04  
St. Paul, MN 55144-1000  
[www.3M.com/microspheres](http://www.3M.com/microspheres)

Please recycle.  
Printed in USA.  
Issued: 11/07 © 3M 2007. 3M is a trademark of 3M.  
All rights reserved. 6083HB Used under license by  
98-0212-3889-8 3M subsidiaries and affiliates.

## Microsphères Expancell



# Specification

### Product Specification for Expancell® Microspheres

Issue 2009.11 (replaces 2009.10.27)



**AkzoNobel**  
Tomorrow's Answers Today

## Expancell DU

Expancell DU = Dry Unexpanded  
Expancell® Microspheres

Delivered in fibre drums, net weight 50 kg  
or in big-bags 500 kg

Not all grades available in all locations.  
Check local sales office for availability.

(1) Technical Bulletin no 3b

(2) Technical Bulletin no 5

(3) Technical Bulletin no 7

Expancell	Particle Size µm <sup>(1)</sup> D(0.5)	Thermomechanical Analysis <sup>(2)</sup>			Solvent Resistance <sup>(3)</sup>
		Tstart, °C	Tmax, °C	Density kg/m <sup>3</sup>	
<b>551 DU 20</b>	6–9	95–100	133–141	≤ 25	3
<b>551 DU 40</b>	10–16	95–100	139–147	≤ 17	3
<b>461 DU 20</b>	6–9	100–106	137–145	≤ 30	4
<b>461 DU 40</b>	9–15	98–104	142–150	≤ 20	4
<b>051 DU 40</b>	9–15	108–113	142–151	≤ 25	4
<b>053 DU 40</b>	10–16	96–103	138–146	≤ 20	3
<b>093 DU 120</b>	28–38	120–130	188–203	≤ 6,5	5
<b>909 DU 80</b>	18–24	120–130	175–190	≤ 10	5
<b>920 DU 40</b>	10–16	123–133	167–187	≤ 17	5
<b>920 DU 80</b>	18–24	123–133	180–195	≤ 14	5
<b>930 DU 120</b>	28–38	122–132	191–204	≤ 6,5	5
<b>950 DU 80</b>	18–24	138–148	188–200	≤ 12	5

## Tissu JB-Martin TG-54N



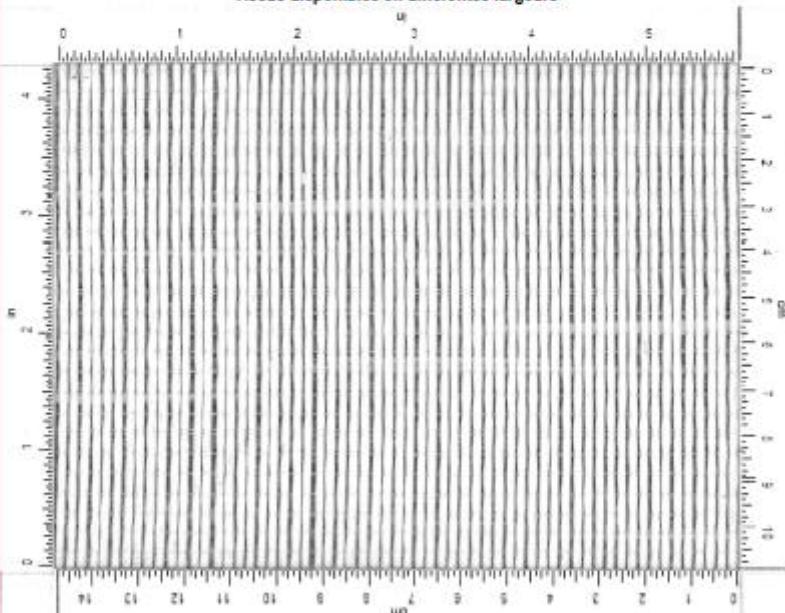
Verte E  
TG-54-N

Confidentiel et propriété

  	Compatibilité à la résine: Polyester, Vinylester, Epoxy		
	Ratio chaîne/frame par volume: 52% - 48%		
	Épaisseur compressible: 1,52 mm 0,060 in		
	Laminage: 2,00 mm 0,079 in		
NCS	1800 g/m <sup>2</sup> 53,1 oz/yd <sup>2</sup>	1,52 mm 0,060 in	

Chaine			Trame		
Fibre 1	Fibre 2	Compte	Fibre 1	Fibre 2	Compte
Venne E	Venne E		Venne E	n/a	
1100 tex	134 tex	8,0 /cm	735 tex		11,4 /cm
460 vergé/livre	3700 vergé/livre	20,3 /po	675 vergé/livre		29,0 /po

Tissus disponibles en différentes largeurs



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



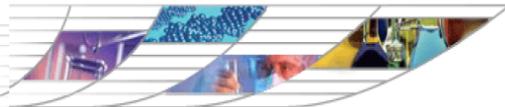
## Haute Performance

Tel: +1-450-346-6853  
Fax: +1-450-347-4910  
[www.lbmedia.ca](http://www.lbmedia.ca)

## Adhésif UV



**INORTECH**  
CHIMIE INC.



## **INORMER ADHESIVE CB 601**

### **GENERAL**

**Inormer Adhesive CB 601** a solvent free 100% solid urethane acrylate based UV curable adhesive. Lasting bonds form in seconds to both flexible and rigid substrates such as PVC, polycarbonates, polyurethanes, PET & PETG. Bond strength on PVC and polycarbonates usually exceed the strength of those substrates.

### **PHYSICAL PROPERTIES**

Technology	Urethane
Chemical type	Urethane acrylate
Appearance ( uncured)	Transparent
Components	One component requires no mixing
Viscosity	14022 cps at 25C 10212 cps at 30C 2285 cps at 60C
Cure	Ultra violet/Visible light
Reactivity	UVV = 172 mJ/cm <sup>2</sup>
Specific Gravity	1.05

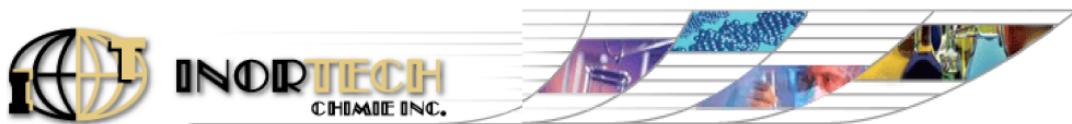
### **APPLICATIONS**

**Inormer Adhesive CB 601** is designed for bonding carbon and glass fiber to polycarbonates where large gap filling capabilities are desired. The thixotropic nature of **Inormer Adhesive CB 601** reduces the migration of liquid product after application to the substrate.

1/2

INORTECH CHIMIE INC., 3014 Anderson St., Terrebonne, QC, J6Y 1W1  
Toll: (800) 661-2064 Phone: (450) 621-1999, Fax: (450) 621-1996

---



## STORAGE CONDITIONS

Store material in a cool dark place when not in use.  
 Repeated or continuous contact with adhesive may cause irritation and should be avoided.  
 Replace lid immediately after use  
 Product has a one year shelf life when stored below 30 C in the original unopened container.

## PACKAGING

In 200 kg Drums or as per customer's requirement.

## SAFETY & HANDLING

**Inormer Adhesive CB 601** should be handled in accordance with good industrial practice.  
 Detailed information is provided in the Material Safety Data Sheet (MSDS).

## REGISTRATION

**Inormer Adhesive CB-601** is listed on the following inventories:

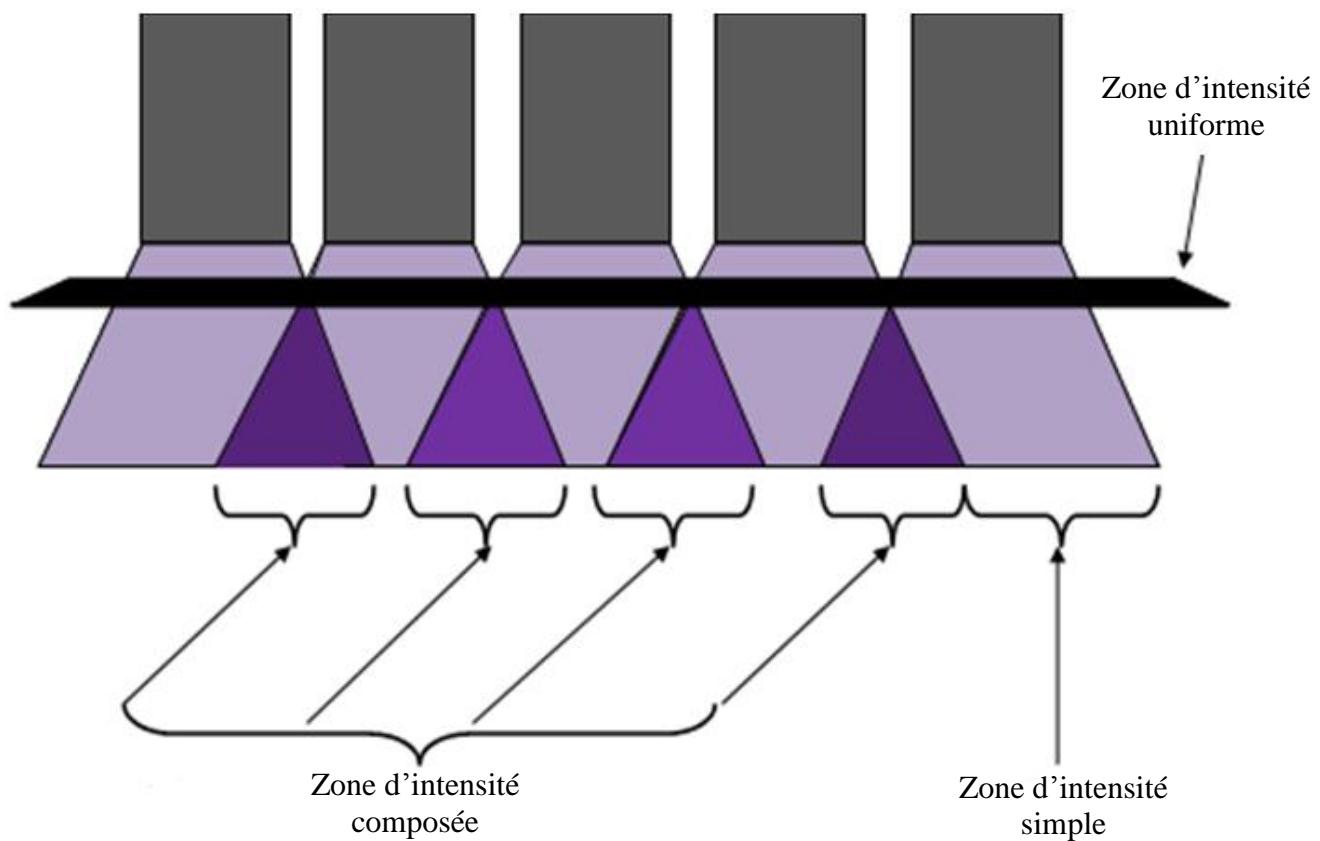
Australia: AICS    Canada: DSL    Europe: polymer, monomers on EINECS  
 Japan: MITI    Korea: ECL    USA: TSCA

*The information presented herein is believed to be accurate and reliable, but is presented without garantie or responsibility on the part of Inortech Chimie Inc. It is the responsibility of the end user to verify and validate this information and the suitability of this product in their own systems. Inortech Chimie inc. decline all responsibility for the use of this product in any systems.*

*Les informations ci-incluse sont, nous le croyons, précises et conforme; mais elles sont présentées sous toute réserve et sans garanties. Il est donc de la responsabilité de l'utilisateur de bien vérifier ces données et de validé ces informations et de la pertinances de ce produit dans l'utilisation désirée. Inortech Chimie inc. ne sera aucunement tenu responsable de l'utilisation de ce produit dans tous systems.*

## ANNEXE 2: RÉPARTITION DU RAYONNEMENT SELON LA DISPOSITION DES LAMPES

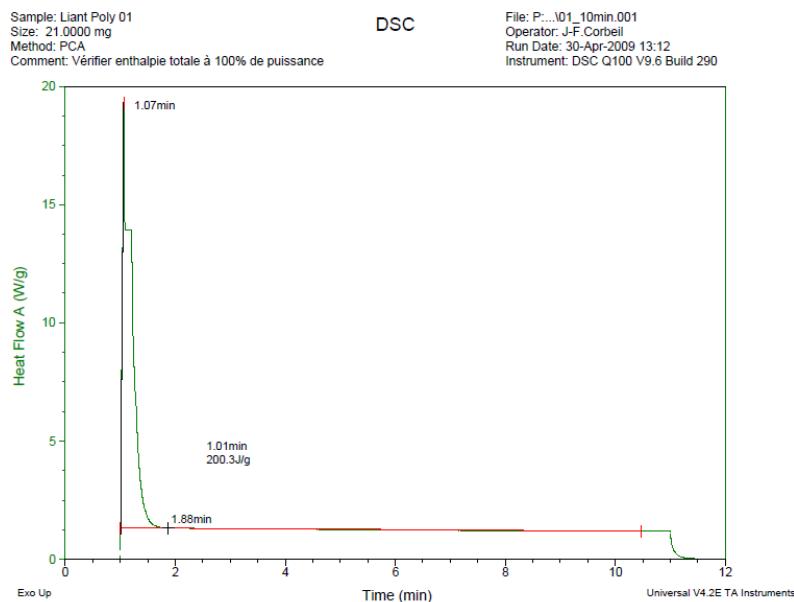
Répartition du rayonnement selon la disposition des lampes :



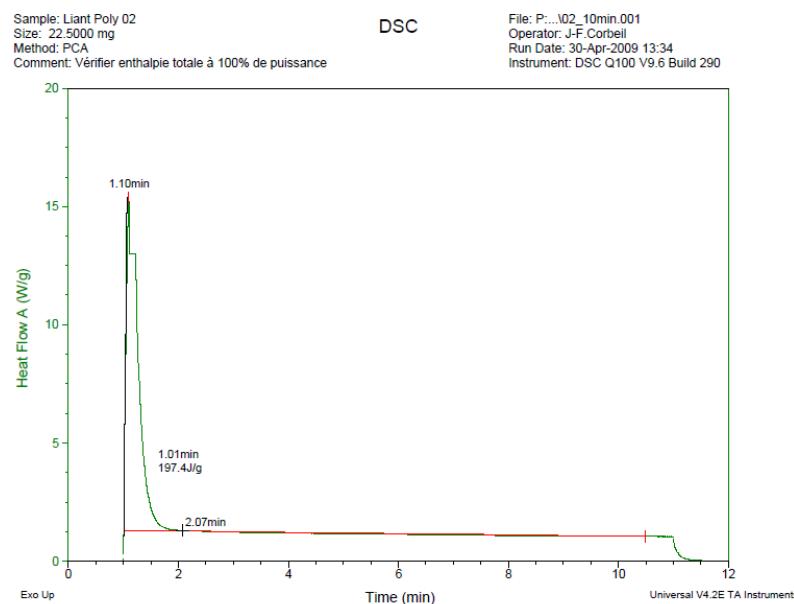
La figure ci-dessus illustre trois différentes zones de rayonnement. Une zone dont l'intensité est composée et une deuxième avec une intensité simple. La combinaison du rayonnement issu de ces deux zones aboutit à une répartition non uniforme en hauteur de la lumière. Le but est donc d'essayer de se placer au niveau de la zone d'intensité uniforme afin d'assurer une répartition identique du rayonnement sur tout le laminé.

### ANNEXE 3 : ANALYSE THERMIQUE DES ADHÉSIFS

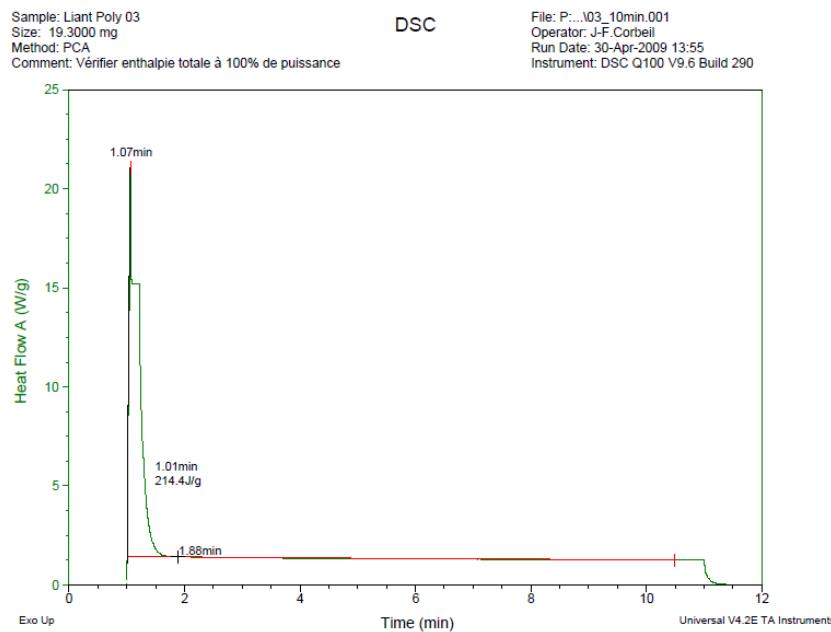
Les figures suivantes donnent les résultats des analyses thermiques, par DSC des adhésifs évalués lors de l'étude comparative mentionnée au chapitre 2.



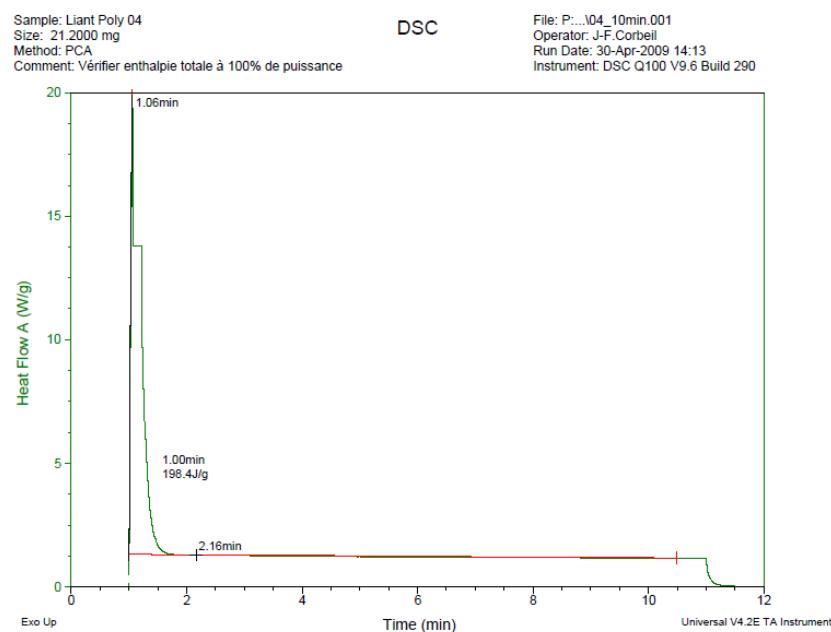
**Courbe liant CB573A.**



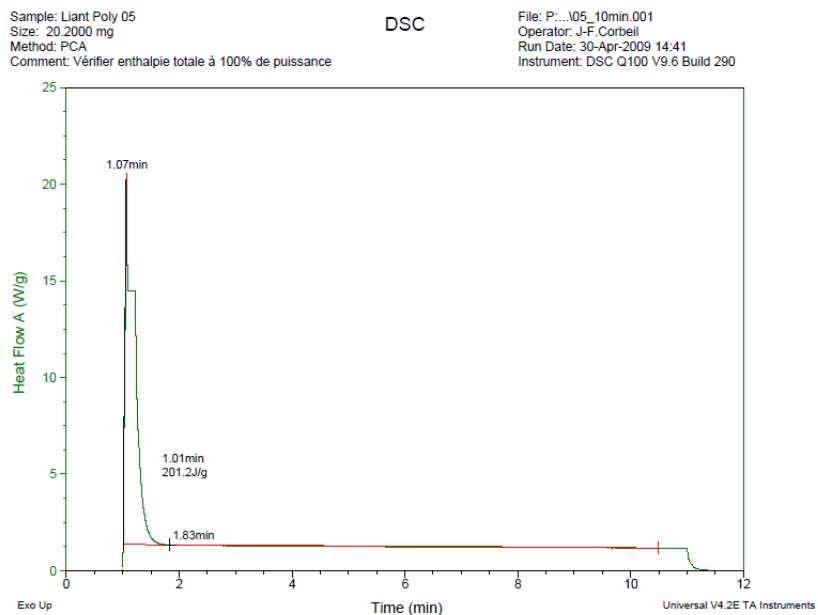
**Courbe liant CB573B.**



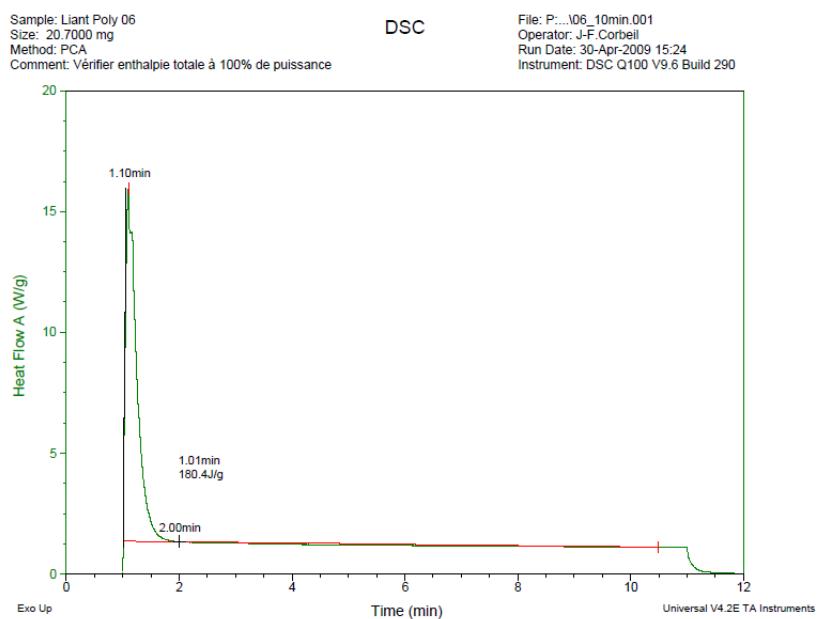
Courbe liant CB573C.



Courbe liant CB573D.



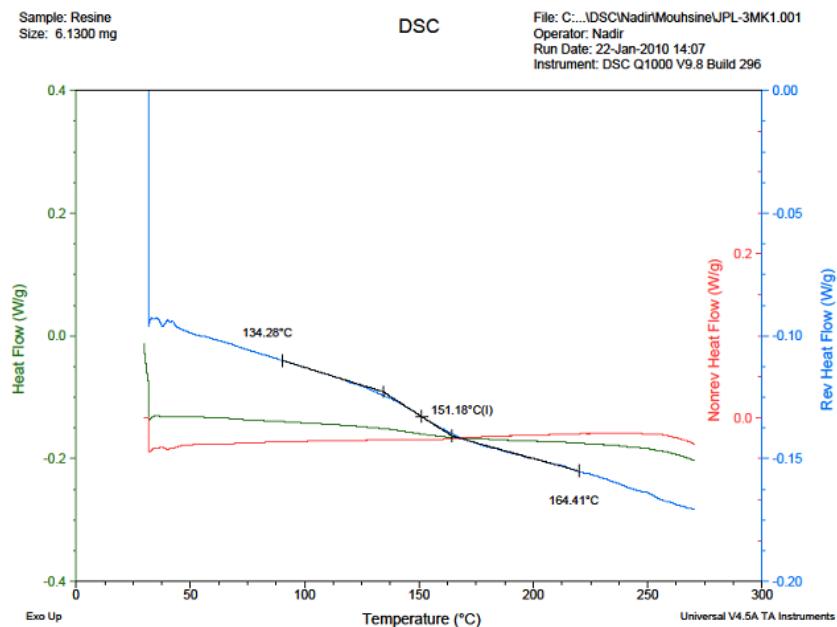
**Courbe liant CB573E.**



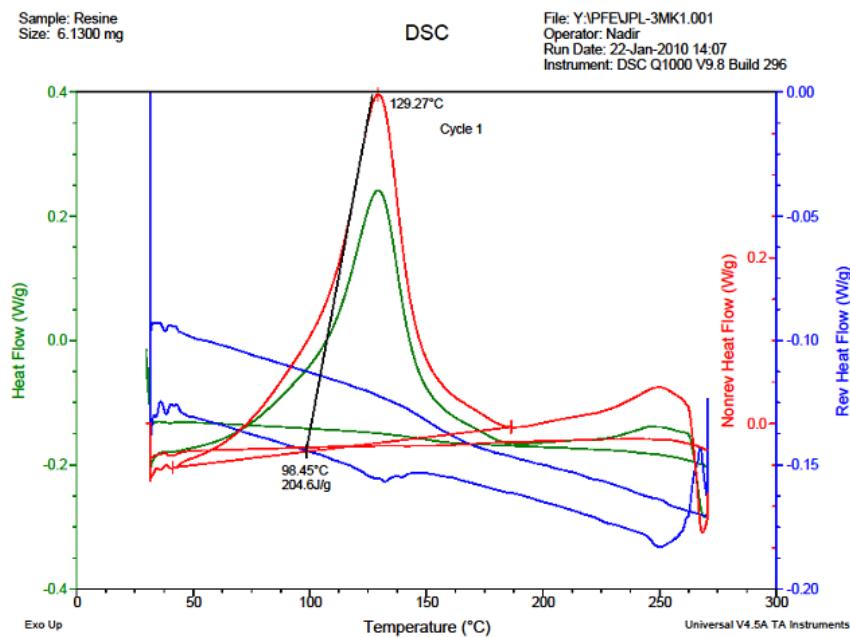
**Courbe liant CB573F.**

Les figures ci-dessus illustrent un comportement similaire pour les 6 types de liants évalués. Leur réactivité est en effet semblable et très rapide. Le pic de chaleur est atteint en moyenne après une minute et l'enthalpie de la réaction est très proche dans les six cas. Cependant, le choix s'est fixé sur le liant CB573D en raison de sa viscosité inférieure à celle des autres liants.

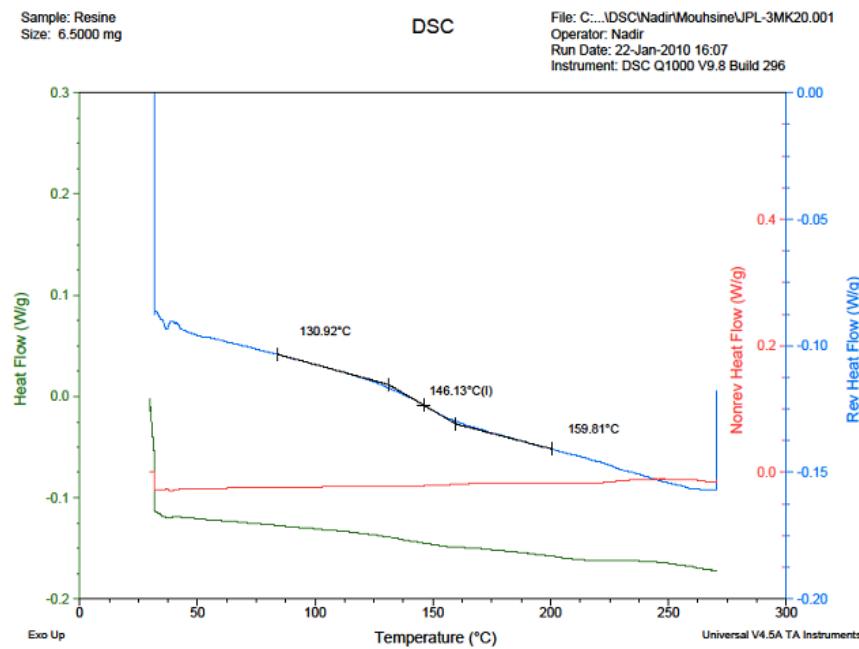
Résultats des analyses thermiques de la résine chargée avec des microsphères du type K de la compagnie 3M:



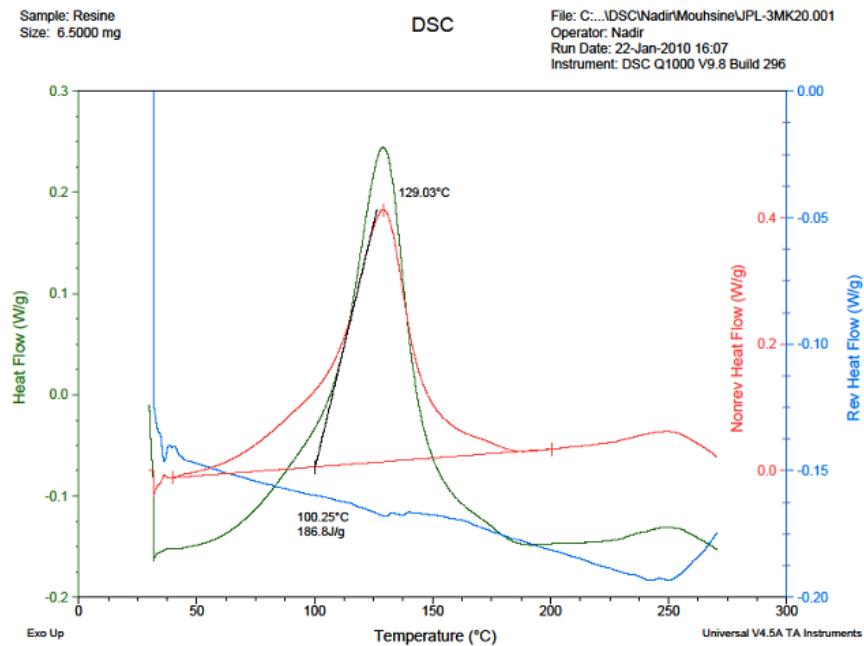
Température de transition vitreuse de l'échantillon 3M K1 à concentration massique de 15%.



Enthalpie de polymérisation de l'échantillon 3M K1 à concentration massique de 15%.



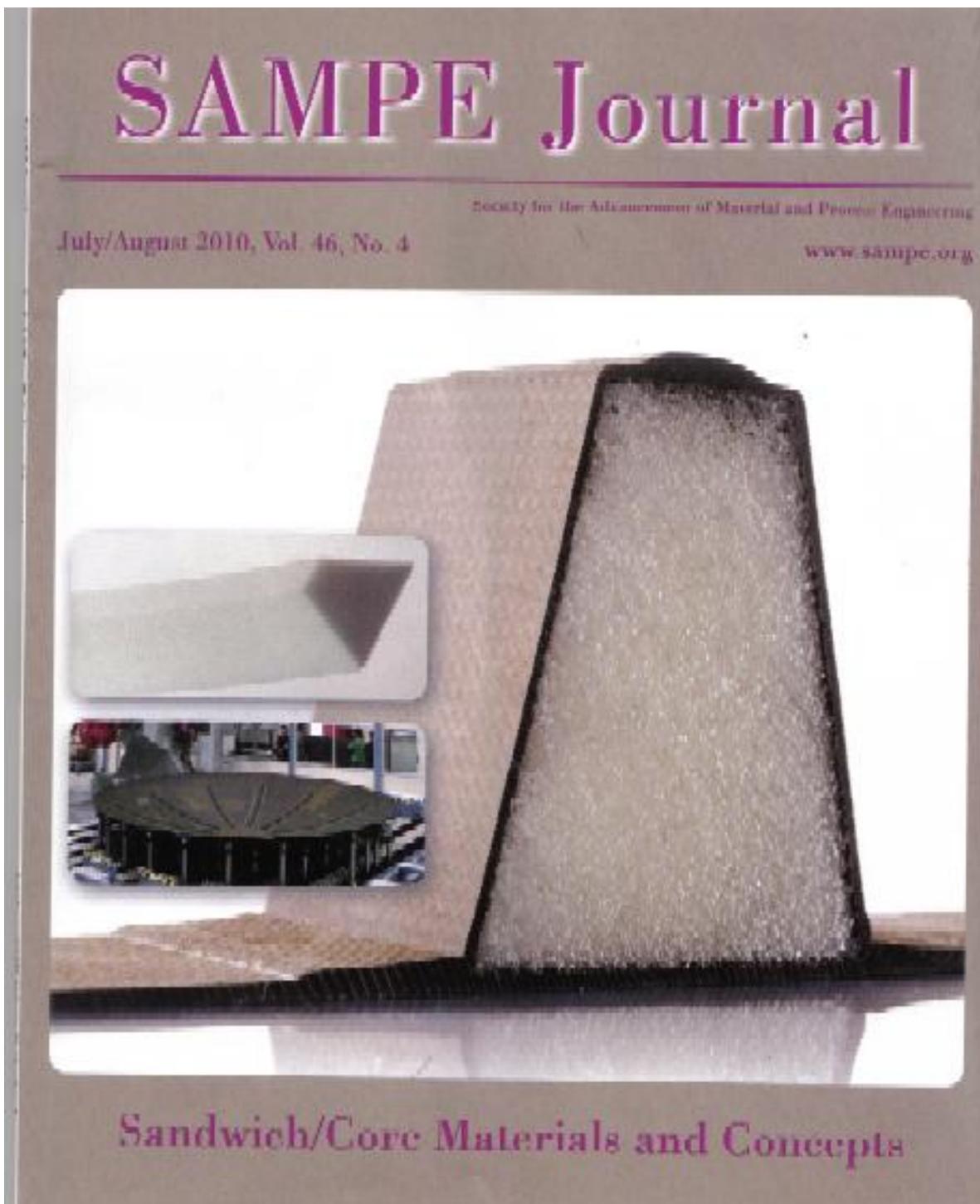
Température de transition vitreuse de l'échantillon 3M K20 à concentration massique de 24%.



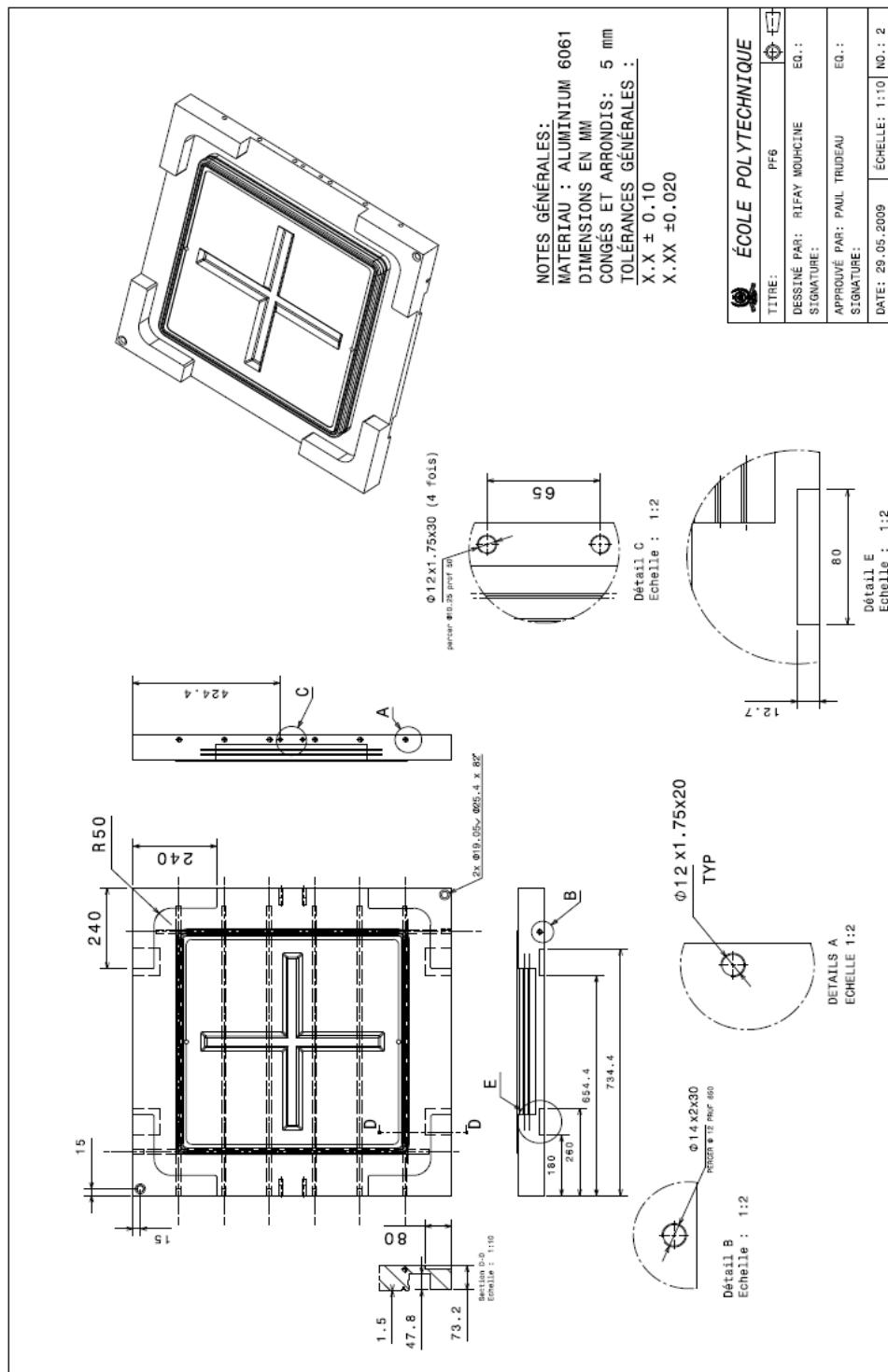
Enthalpie de polymérisation de l'échantillon 3M K20 à concentration massique de 24%

## ANNEXE 4 : PUBLICATION DU JOURNAL SAMPE + LES DÉTAILS DE CONCEPTION DES MOULES

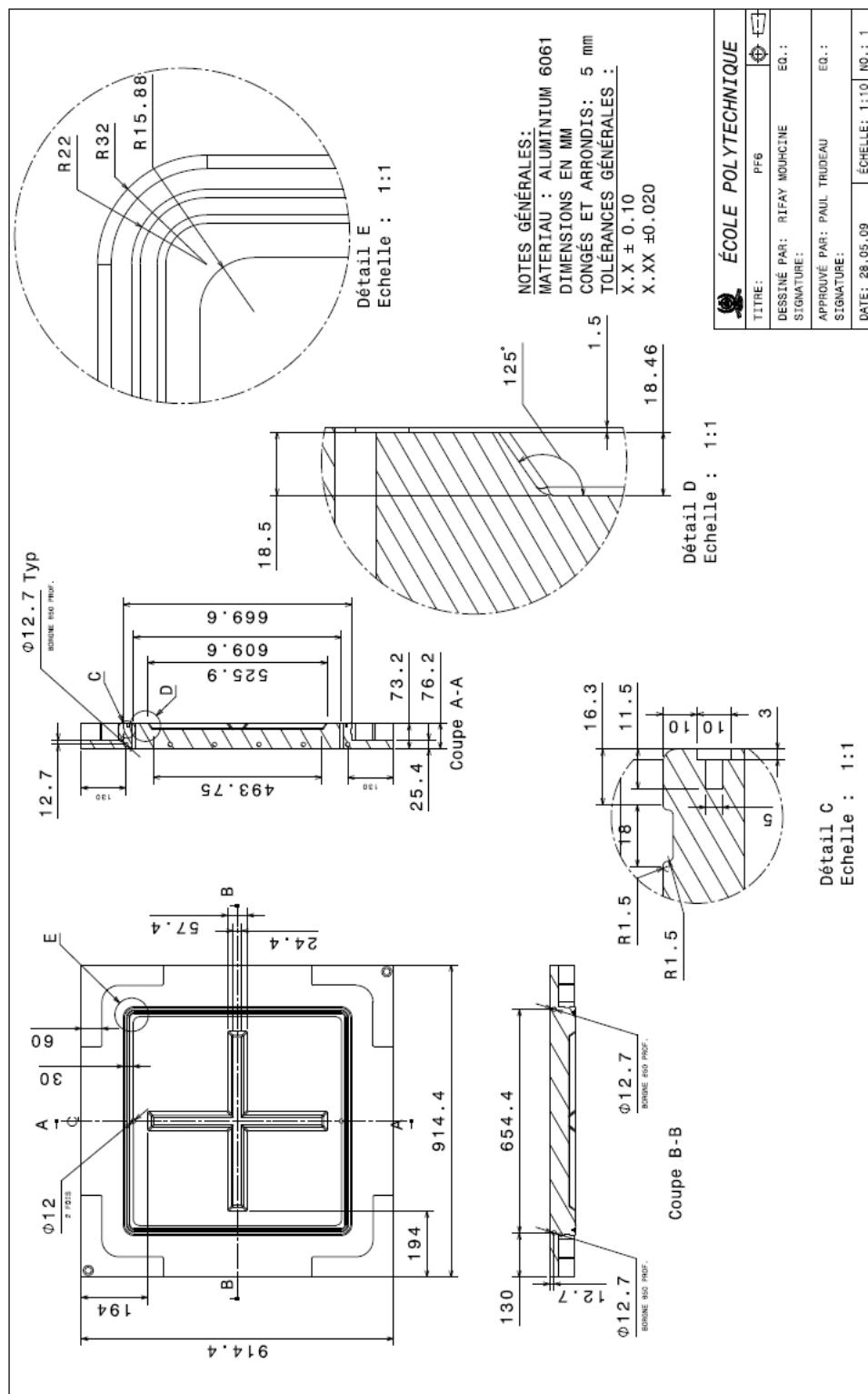
La figure ci-dessous illustre la dernière publication du journal SAMPE. Elle montre l'importance de l'utilisation de la forme oméga pour renforcer des structures en matériaux composites.



Détails du moule utilisé pour la fabrication des plaques renforcées avec des nervures en forme de croix au centre.



Détails du moule supérieur (partie 1).



## Détail du moule supérieur (partie 2).