



**HAL**  
open science

# Développement d'un procédé d'enroulement filamentaire adapté aux matériaux composites sandwich et caractérisation mécanique des matériaux

Mohamed Haddad

► **To cite this version:**

Mohamed Haddad. Développement d'un procédé d'enroulement filamentaire adapté aux matériaux composites sandwich et caractérisation mécanique des matériaux. Mécanique des matériaux [physics.class-ph]. Ecole nationale supérieure d'arts et métiers - ENSAM, 2017. Français. NNT : 2017ENAM0031 . tel-01688284

**HAL Id: tel-01688284**

**<https://pastel.hal.science/tel-01688284v1>**

Submitted on 19 Jan 2018

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

École doctorale n° 432 : Sciences des Métiers de l'ingénieur

## Doctorat ParisTech

# THÈSE

pour obtenir le grade de docteur délivré par

**l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers**

**Spécialité " Mécanique & Matériaux "**

*présentée et soutenue publiquement par*

**Mohamed HADDAD**

Le Lundi 23 Octobre 2017

## **Développement d'un procédé d'enroulement filamentaire adapté aux matériaux composites sandwich et caractérisation mécanique des matériaux**

Directeur de thèse : **Laurent GUILLAUMAT**

### Jury

<b>M. Frédéric THIEBAUD</b> , Professeur, FEMTO-ST, Université de Franche-Comté – Besançon	Président & Rapporteur
<b>M. Moussa GOMINA</b> , Chargé de recherche HDR, CRISMAT CNRS, ENSICAEN – Caen	Rapporteur
<b>M. Laurent GORNET</b> , Maître de conférences HDR, GeM CNRS, Ecole Centrale – Nantes	Examineur
<b>M. Franck MOREL</b> , Professeur, LAMPA, Arts et Métiers ParisTech – Angers	Examineur
<b>M. Laurent GUILLAUMAT</b> , Professeur - Directeur de thèse, LAMPA, Arts et Métiers ParisTech – Angers	Examineur
<b>Mme Svetlana TEREKHINA</b> , Maître de conférences, LAMPA, Arts et Métiers ParisTech – Angers	Invitée
<b>M. Jean-Michel AVICE</b> , Ingénieur, Directeur Général de l'entreprise Hydrovide STE – Lézigné	Invité

**T  
H  
È  
S  
E**



*À tous ceux que j'aime,  
Je leur dédie cette thèse*

*« Highly organized research is guaranteed to produce nothing new »*

*Franck Herbert*

# Remerciements

Ces travaux de recherche ont été menés au Laboratoire Angevin de Mécanique, Procédés et innovAtion (LAMPA EA1427) situé au sein du campus Arts & Métiers d'Angers. Je tiens tout d'abord à remercier le directeur du laboratoire, Monsieur Franck MOREL, de m'avoir accueilli au sein de son laboratoire et d'avoir contribué au bon déroulement de ces recherches. Je remercie particulièrement Monsieur Laurent GUILLAUMAT, directeur de thèse, pour le suivi et les conseils avisés pendant les étapes importantes de cette étude. Je tiens particulièrement à lui témoigner ma profonde gratitude pour sa confiance ainsi que ses qualités d'écoute et de compréhension. Le travail avec lui fut très bénéfique et enrichissant aussi bien du point de vue professionnel que personnel. J'ai beaucoup appris. Je remercie le pôle de compétitivité EMC2 pour son soutien financier au cours de ces travaux.

Je tiens à exprimer toute ma gratitude à Messieurs Frédéric THIEBAUD & Moussa GOMINA, membres rapporteurs, ainsi qu'à Messieurs Laurent GORNET & Franck MOREL, membres examinateurs, pour l'attention qu'ils ont porté à mon travail et pour avoir accepté de le juger. Un grand merci à Madame Svetlana TEREKHINA, membre invité, pour sa disponibilité, ses judicieux conseils, le temps consacré ainsi que pour sa participation durant ce projet. Je remercie également Monsieur Jean-Michel AVICE, membre invité, pour avoir accepté de participer en tant que directeur général de l'entreprise Hydrovide porteuse de ce projet.

Je remercie chaleureusement les enseignants-chercheurs du laboratoire, mes collègues thésard(e)s, post-docs, ingénieurs, techniciens et surtout ami(e)s, compagnons de bulle et qui par leurs encouragements et leurs conseils tout au long de cette aventure hors norme, ont contribué à rendre cette thèse plus agréable. Pour ne pas en oublier, je ne prendrai pas le risque de vouloir les citer. Une mention spéciale est attribuée aux membres du projet ainsi que le personnel de nos partenaires industriels, qui m'ont aidé lors de nos réunions organisées par le comité de pilotage technique, et aussi pour l'ambiance conviviale que j'ai pu découvrir pendant mes visites chez eux.

Il me tient à cœur de remercier ma famille et plus particulièrement mes parents et ma femme qui n'ont pas cessé de m'encourager et penser à moi malgré la grande distance qui nous sépare. Je n'oublie pas mon cher frère et ma chère sœur qui m'ont beaucoup soutenu tout au long de la thèse.

Pour moi la page se tourne définitivement mais m'ouvre les portes d'un nouvel avenir.



# Table des matières

---

Table des matières .....	i
Liste des figures .....	v
Liste des tableaux .....	xii
<b>Introduction générale .....</b>	<b>1</b>
<b>Partie 1. Analyse Bibliographique .....</b>	<b>5</b>
Chapitre I. Introduction.....	6
Chapitre II. Contexte industriel .....	7
II.1 Revue de l'état de l'art.....	7
II.2 Objectifs industriels et caractère innovant du projet .....	9
Chapitre III. Matériaux d'étude.....	11
III.1 Introduction aux matériaux composites .....	11
III.1.1 Eléments sur les matériaux sandwich.....	15
III.1.2 Constituants d'une structure en sandwich .....	17
III.1.3 Intérêt des structures composites en sandwich.....	22
III.2 Etude expérimentale du comportement mécanique.....	24
III.2.1 Essais de traction / compression.....	25
III.2.2 Essais de flexion trois et quatre points.....	30
III.2.3 Essai d'impact à basse vitesse .....	36
III.2.4 Détection des endommagements par émission acoustique (EA).....	40
III.3 Modes d'endommagement et ruine des sandwich .....	43
III.3.1 Flambement généralisé des peaux.....	44
III.3.2 Flambement généralisé de l'âme « crimping » .....	45
III.3.3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling ».....	45
III.3.4 Rupture des peaux en traction ou en compression.....	46
III.3.5 Mode de rupture par indentation localisée.....	46
III.3.6 Rupture de l'âme en cisaillement .....	47
III.3.7 Dégradation de l'adhésif.....	47
Chapitre IV. Technologies de l'enroulement filamentaire.....	49

IV.1	Description du procédé de mise en œuvre.....	49
IV.1.1	Principe de fabrication : .....	49
IV.1.2	Méthodes d'enroulement filamenteire .....	54
IV.2	Influence des paramètres du procédé sur les propriétés de la structure .....	56
IV.3	L'enroulement des matériaux sandwich .....	59
IV.4	L'avenir de l'enroulement filamenteire à travers le projet.....	60
Chapitre V.	Conclusions et démarche adoptée.....	61
<b>Partie 2.</b>	<b>Procédé d'enroulement des structures sandwich.....</b>	<b>63</b>
Chapitre I.	Introduction.....	64
Chapitre II.	Règles de conception.....	65
II.1	Critères de choix matériau / procédé .....	65
II.2	Règles géométriques.....	66
II.3	Principe de conception intégrale.....	67
Chapitre III.	Proposition et étude des solutions d'enroulement .....	69
III.1	Critères de choix des matériaux d'âme.....	70
III.2	Particularités liées à l'allègement de structures.....	72
III.3	Introduction aux matériaux d'âmes candidats.....	73
III.3.1	PARAbeam 3D .....	73
III.3.2	ARMAform PET.....	74
III.3.3	SAERfoam 3D.....	76
III.3.4	NIDAplast.....	77
III.4	Conception de solutions d'enroulement sandwich.....	79
III.4.1	Solution d'enroulement N°1 .....	79
III.4.2	Solution d'enroulement N°2 .....	84
III.4.3	Solution d'enroulement N°3 .....	86
III.4.4	Solution d'enroulement N°4 .....	92
III.4.5	Synthèse des conceptions possibles et choix de la solution finale.....	93
Chapitre IV.	D'un cas test au laboratoire vers une structure industrielle.....	98
IV.1	Fabrication manuelle des éprouvettes par « Infusion ».....	98
IV.2	Aménagement d'un équipement prototype de thermoformage des âmes.....	101
IV.3	Fabrication industrielle des éprouvettes par enroulement .....	105



IV.3.1	Mise en forme des structures sandwich courbes.....	105
IV.3.2	Effet de la tension des fibres sur l'âme sandwich .....	107
Chapitre V.	Conclusions de la partie.....	113
<b>Partie 3.</b>	<b>Caractérisation expérimentale des matériaux.....</b>	<b>114</b>
Chapitre I.	Introduction.....	115
Chapitre II.	Présentation des matériaux sandwich étudiés .....	116
Chapitre III.	Caractérisation quasi-statique en flexion trois et quatre points.....	120
III.1	Analyse des résultats .....	120
III.1.1	Procédure expérimentale.....	120
III.1.2	Etude du comportement élastique .....	122
III.1.3	Etude des mécanismes d'endommagement.....	131
III.1.4	Identification et prédiction des modes de rupture .....	138
Chapitre IV.	Caractérisation quasi-statique en traction perpendiculaire.....	150
IV.1	Analyse des résultats.....	150
IV.1.1	Protocole expérimental .....	150
IV.1.2	Étude des résultats expérimentaux .....	151
Chapitre V.	Caractérisation quasi-statique en compression perpendiculaire.....	163
V.1	Analyse des résultats.....	163
V.1.1	Protocole expérimental .....	163
V.1.2	Étude des résultats expérimentaux .....	164
V.2	Effet de la présence de la résine lors de l'enroulement .....	176
V.2.1	Evaluation expérimentale.....	176
V.2.2	Modélisation numérique .....	179
V.3	Comparaison entre les résultats de traction / compression perpendiculaires .....	185
Chapitre VI.	Caractérisation quasi-statique en compression longitudinale .....	187
VI.1	Analyse des résultats.....	187
VI.1.1	Protocole expérimental .....	187
VI.1.2	Étude des résultats expérimentaux .....	188
Chapitre VII.	Comportement à l'impact à basse vitesse .....	194
VII.1	Analyse des résultats.....	194
VII.1.1	Protocole expérimental .....	194

VII.1.2	Étude des résultats expérimentaux .....	196
Chapitre VIII.	Résistance à l'arrachement d'inserts et au cisaillement entre matériaux différents .....	206
VIII.1	Résistance à l'arrachement des plaques en composite stratifié .....	206
VIII.1.1	Test initial sur plat pour l'essai d'arrachement .....	207
VIII.1.2	Essai de résistance à l'arrachement sur les structures SVR .....	208
VIII.2	Résistance au cisaillement de l'adhésion entre le revêtement et le stratifié .....	211
Chapitre IX.	Conclusions de la partie.....	216
	<b>Conclusions &amp; Perspectives .....</b>	<b>220</b>
<b>Partie 4.</b>	<b>Annexe.....</b>	<b>224</b>
Chapitre I.	Fibres de verre tissés PARABeam 3D .....	225
Chapitre II.	ARMAform PET - Âme en mousse.....	227
Chapitre III.	SAERfoam - Âme structure 3D .....	233
Chapitre IV.	NIDAplast - Âme en nid d'abeilles .....	237
Chapitre V.	Montage de test en bois courbée.....	239
Chapitre VI.	Montage prototype de thermoformage des âmes PET.....	241
Chapitre VII.	Conception du dispositif de caractérisation en flexion 3 et 4 points .....	245
Chapitre VIII.	Conception du dispositif de caractérisation en traction perp. ....	250
Chapitre IX.	Conception du dispositif de caractérisation en compression perp.....	252
	<b>Références Bibliographiques .....</b>	<b>253</b>

## Liste des figures

---

Figure 0-1 : Composition d'un véhicule d'hydro-curage. ....	1
Figure I-2 : Vue d'ensemble du véhicule d'hydro-curage avec les différents accessoires. ....	9
Figure I-3 : Composition des matériaux composites à fibres. ....	11
Figure I-4 : Distribution des contraintes dans un élément monolithique. ....	12
Figure I-5 : Distribution des contraintes dans un panneau sandwich. ....	12
Figure I-6 : Analogie structurelle entre une structure sandwich et une poutre en I. ....	13
Figure I-7 : Les différents constituants d'une structure sandwich. ....	13
Figure I-8 : Un concept-train en "panneau sandwich". ....	16
Figure I-9 : Éléments constitutifs d'un sandwich à âme pleine (mousse). ....	18
Figure I-10 : Éléments constitutifs d'un sandwich à âme pleine (bois). ....	19
Figure I-11 : Éléments constitutifs d'un sandwich à âme creuse (nid d'abeille). ....	19
Figure I-12 : Schéma représentatif paramétré d'une structure sandwich. ....	21
Figure I-13 : Effet de l'épaisseur d'une âme sandwich sur la rigidité en flexion. ....	22
Figure I-14 : Coupe transversale de structures en composite sandwich (a) et monocoque (b). ....	23
Figure I-15 : Principe d'essai de traction perpendiculaire sur une éprouvette sandwich. ....	26
Figure I-16 : Comportement mécanique d'un nouveau type de matériaux sandwich sous un chargement en compression perpendiculaire (NOROUZI, et al., 2015). ....	27
Figure I-17 : Illustration de l'essai de compression perpendiculaire. ....	28
Figure I-18 : Principe d'essai de compression longitudinale sur une éprouvette sandwich. ....	29
Figure I-19 : Illustration des essais de flexion 3 et 4 points sur des éprouvettes sandwich. ....	31
Figure I-20 : Principaux modes de rupture d'une poutre sandwich sollicitée en flexion, d'après (MINES, et al., 1994). I) Compression de la peau supérieure et modes mixtes, II) Flambement localisé de peau supérieure, III) Rupture par cisaillement de l'âme et IV) Rupture en traction de la peau inférieure. ....	35
Figure I-21 : Application de la flexion par rapport aux peaux d'une structure sandwich. ....	36
Figure I-22 : Exemple illustrant une tour de chute avec guidage sur deux colonnes. ....	37
Figure I-23 : Comparaison entre les délaminages induits lors d'un impact dans un matériau composite (Stratifié vs. Sandwich) (AMINANDA, 2004). ....	39
Figure I-24 : Influence de la densité de l'âme sur la transition entre les modes de rupture d'un sandwich (SEONG LIM, 2004). ....	40
Figure I-25 : Principe de l'émission acoustique (BERTHELOT, 2012). ....	41
Figure I-26 : Exemple de localisation de sources EA. ....	41
Figure I-27 : Effets Kaiser et Felicity. ....	42

Figure I-28 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich (HEXCEL, 2015).....	44
Figure I-29 : « Flambement généralisé » des peaux du sandwich (HEXCEL, 2015).....	44
Figure I-30 : Flambement généralisé de l'âme sandwich (HEXCEL, 2015). ....	45
Figure I-31 : Mode rupture par flambement localisé « wrinkling » (HEXCEL, 2015).....	45
Figure I-32 : Mode rupture par flambement localisé « dimpling » (HEXCEL, 2015).....	46
Figure I-33 : Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich (HEXCEL, 2015).....	46
Figure I-34 : Mode de rupture par indentation localisée (HEXCEL, 2015).....	47
Figure I-35 : Mode de rupture par cisaillement de l'âme (HEXCEL, 2015).....	47
Figure I-36 : Type de dégradation de l'adhésif dans une structure en nid d'abeille. ....	48
Figure I-37 : Description du processus d'enroulement filamentaire (COMPOSITEC, 2015). ....	50
Figure I-38 : Mandrin d'une machine d'enroulement filamentaire [Plasticon Composites].....	53
Figure I-39 : Enroulement circonférentiel d'une couche de fibres [Plasticon Composites]. ....	55
Figure I-40 : Enroulement hélicoïdal à 55° (angle optimale pour résister à une pression interne). ....	55
Figure I-41 : Enroulement polaire ou satellite. ....	56
Figure I-42 : Schématisation du procédé d'enroulement filamentaire par voie humide (BINETRUY, 2006)..	56
Figure I-43 : Pression sur le mandrin durant l'enroulement des fibres. ....	57
Figure I-44 : Essorage manuel lors de l'enroulement [Plasticon Composites].....	58
Figure I-45 : Schématisation du procédé d'enroulement (BINETRUY, 2006). ....	58
Figure I-46 : Caisses de tramway : pièces sandwich obtenues par enroulement filamentaire [Fabrication Schindler Technik]. ....	59
Figure II-47 : Exemple d'équivalence de géométrie entre une forme en acier et sandwich. ....	66
Figure II-48 : Procédé d'enroulement filamentaire classique. ....	69
Figure II-49 : Enroulement d'une couche de fibres [Plasticon Composites]. ....	69
Figure II-50 : Liaisons âme/peau stratifiée pour des mousses et des nids d'abeille (Documentation SP SYSTEMS). ....	72
Figure II-51 : Matériau composite 3D : Parabeam. ....	73
Figure II-52 : Processus de mise en œuvre du Parabeam 3D. ....	73
Figure II-53 : Matériau sandwich Parabeam après durcissement. ....	74
Figure II-54 : Solutions techniques possibles avec Parabeam 3D. ....	74
Figure II-55 : D'une bouteille en plastique vers une mousse authentique ArmaFORM PET. ....	75
Figure II-56 : Comparaison de quelques matériaux avec la mousse PET. ....	75
Figure II-57 : Différentes options de finition de l'âme en PET. ....	76
Figure II-58 : Gamme de produits SAERfoam 3D. ....	76
Figure II-59 : Âme sandwich en nid d'abeille PP. ....	78
Figure II-60 : Illustration du concept de base de l'enroulement de sandwich. ....	79

Figure II-61 : Dépose de l'âme sandwich avec un certain angle.....	79
Figure II-62 : Vue d'ensemble de la solution d'enroulement des bobines d'âme.....	80
Figure II-63 : Vue de dessus de la solution d'enroulement des bobines d'âme.....	81
Figure II-64 : Principe de filetage des vis.....	81
Figure II-65 : Paramètres d'entrée et de sortie de la feuille de calcul.....	82
Figure II-66 : Paramétrage du système Mandrin + Sandwich.....	83
Figure II-67 : Vue en perspective de l'ensemble de la structure sandwich.....	84
Figure II-68 : Vue détaillée d'une section de l'âme sous forme de nid d'abeille.....	85
Figure II-69 : Production des âmes ARMAform PET sous forme de plaques planes.....	86
Figure II-70 : Âmes en mousse PET thermoformée avec différentes épaisseurs.....	87
Figure II-71 : Processus de mise en œuvre de la structure sandwich par enroulement d'âme.....	88
Figure II-72 : Adhérence entre âmes et mandrin tournant.....	89
Figure II-73 : Description du montage « moule de thermoformage ».....	89
Figure II-74 : Exemple d'étuve à tiroirs pour le chauffage des plaques de mousse.....	90
Figure II-75 : Dimensions du mandrin sur lequel se fait l'enroulement.....	91
Figure II-76 : Description de l'ensemble mandrin + coque cylindrique en position coaxiale.....	93
Figure II-77 : Comparaison des prix HT des âmes candidates pour certaines solutions.....	94
Figure II-78 : Etude technico-économique pour les âmes candidates.....	95
Figure II-79 : De la conception vers la fabrication d'un montage en bois courbé.....	99
Figure II-80 : Méthode d'application d'une tension sur les fibres.....	99
Figure II-81 : Mise en œuvre par infusion d'un sandwich courbe.....	100
Figure II-82 : Structures sandwich fabriquées manuellement par infusion.....	100
Figure II-83 : Plaques planes en mousse ARMAform PET GR70.....	101
Figure II-84 : Première conception du moule de mise en forme des âmes.....	101
Figure II-85 : Processus de thermoformage d'une âme en mousse PET.....	102
Figure II-86 : Régulateurs de température reliés aux couvertures chauffantes.....	102
Figure II-87 : Différentes étapes de mise en forme des mousses PET par thermoformage.....	103
Figure II-88 : Vérin pneumatique qui assure le mouvement du contre-moule.....	104
Figure II-89 : Conception du prototype de thermoformage des âmes en mousse PET.....	104
Figure II-90 : Equipement réel prototype de thermoformage des âmes en mousse PET.....	105
Figure II-91 : Section de la structure sandwich enroulée.....	106
Figure II-92 : Présentation des différentes étapes d'enroulement de la structure sandwich courbe : (a) enroulement des structures et (b) étapes de finition.....	107
Figure II-93 : Application de la tension sur les fibres en enroulement filamentaire.....	108
Figure II-94 : Les différents types de contraintes cylindriques.....	108

Figure II-95 : Paramétrage d'une bande sandwich enroulée. ....	109
Figure II-96 : Bobine de fibres de verre utilisées pour l'enroulement.....	109
Figure II-97 : Etude paramétrique de l'évolution de la pression circonférentielle.....	110
Figure II-98 : Exemple d'une variation de pression à travers une surface de pièce.....	111
Figure II-99 : Film utilisé en enroulement entre les fibres et l'âme.....	112
Figure III-100 : Enveloppe de rupture (MECA, 2013).....	118
Figure III-101 : Machine d'essais de type Zwick-Roell Z100.....	120
Figure III-102 : Conception du dispositif normalisé d'essais de flexion.....	121
Figure III-103 : Schématisation du test de flexion d'une structure sandwich avec ses caractéristiques géométriques.....	121
Figure III-104 : Essai de flexion sur un spécimen sandwich contrôlé par émission acoustique.....	122
Figure III-105 : Matériel utilisé pour comparer les résultats de déplacement sur l'éprouvette.....	122
Figure III-106 : Comparaison entre les réponses des capteurs de déplacement.....	123
Figure III-107 : Âme en mousse PET quadrillée pour des structures courbes (a) ayant un taux de résine dans ses rainures (b).....	124
Figure III-108 : Résultats des essais de flexion quasi-statique en 3 (a) et 4 points (b) : courbes normalisées contrainte-déformation pour les différents matériaux testés.....	124
Figure III-109 : Modèle géométrique 3D avec ses conditions aux limites (a) et la densité du maillage utilisées dans la modélisation de l'essai en flexion.....	126
Figure III-110 : Contrainte élastique maximale en flexion calculée pour chaque type de structure sandwich. 127	
Figure III-111 : Module de flexion calculé pour chaque type de structure sandwich.....	127
Figure III-112 : Vue d'ensemble d'échantillons sandwich avec mousse en PET quadrillée : (a) avec un quadrillage plus ouvert (plus de résine) et (b) avec un quadrillage plus fermé (moins de résine).....	128
Figure III-113 : Rigidité en flexion normalisée des structures avec différentes densités.....	129
Figure III-114 : Rigidité transversale en cisaillement normalisée des structures avec différentes densités...	130
Figure III-115 : Flexion 3 points : écrasement localisé sur la peau supérieure après l'essai.....	131
Figure III-116 : Principaux mécanismes d'amorçage de l'endommagement dans les sandwich en se basant sur la simulation numérique des essais en flexion : (a-b) contrainte en cisaillement dans le plan (S12), (c-d) déformation longitudinale (L11) et (e-f) contrainte en compression (S22).....	132
Figure III-117 : Endommagements les plus observés en flexion quasi-statique : (a) Déformations en traction/compression des peaux et (b) Rupture par cisaillement de l'âme.....	133
Figure III-118 : Illustration de l'absorption de résine dans une âme de mousse en PET.....	136
Figure III-119 : Endommagement type dans les âmes en mousse PET sur 3 étapes (a-b-c).....	137
Figure III-120 : Rupture finale typique constatée dans la mousse PET des sandwich.....	137
Figure III-121 : Principe de contrôle et d'analyse des endommagements par EA.....	138
Figure III-122 : Définition des différents paramètres temporels acquis par l'EA.....	138

Figure III-123 : Etude du comportement des structures sandwich en flexion avec contrôle par Emission Acoustique - Amplitudes.....	144
Figure III-124 : Technique de localisation linéaire de l'endommagement par EA.....	145
Figure III-125 : Etude du comportement des structures sandwich en flexion avec contrôle par Emission Acoustique - Localisation des évènements.....	148
Figure III-126 : Conception d'un dispositif d'essai de traction perpendiculaire normalisé.....	150
Figure III-127 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en traction perpendiculaire.....	151
Figure III-128 : Résultats des essais de traction perpendiculaire quasi-statique : courbes contrainte - déformation pour les différents matériaux testés.....	152
Figure III-129 : Modélisation numérique des éprouvettes sandwich avec mousse en PET 70 : (a) modèle quadrillé et (b) modèle standard.....	154
Figure III-130 : Résistance en traction suivant la direction transversale - Rupture finale.....	154
Figure III-131 : Illustration de la présence de résine entre les blocs de l'âme.....	155
Figure III-132 : Module de traction suivant la direction transversale.....	155
Figure III-133 : Modélisation numérique de la résine présente dans les grilles du PET.....	156
Figure III-134 : Evolution de l'essai de traction perpendiculaire.....	158
Figure III-135 : Comparaison du comportement en traction perpendiculaire des structures en mousses PET quadrillée et standard.....	159
Figure III-136 : Comportement des structures en nid d'abeille PP (a) et en mousse 3D PU (b) en traction perpendiculaire avec les modules correspondants (c-d).....	160
Figure III-137 : Comparaison des résistances à l'interface $\sigma_i$ de différents matériaux sandwich issues de la littérature normalisée par la masse volumique de l'âme $\rho_a$ .....	162
Figure III-138 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en compression perpendiculaire.....	163
Figure III-139 : Compression perpendiculaire sur les sandwich : (a) conception d'un dispositif d'essai et (b) vue de face du montage de l'éprouvette durant l'essai.....	164
Figure III-140 : Résultats des essais de compression perpendiculaire quasi-statique : courbes contrainte - déformation pour les différents matériaux testés.....	165
Figure III-141 : Âmes en mousse PET : (a) standard et (b) quadrillée (ARMACELL, 2017).....	166
Figure III-142 : Modélisation numérique des éprouvettes sandwich avec mousse en PET 70 : (a) modèle quadrillé et (b) modèle standard.....	167
Figure III-143 : Résistance en compression suivant la direction transversale - Rupture finale.....	167
Figure III-144 : Module de compression suivant la direction transversale.....	168
Figure III-145 : Résine présente au niveau de l'interface entre la face supérieure et l'âme.....	169
Figure III-146 : Analyse microscopique des âmes : a) observation des parois de la mousse sans résine et b) âme contenant la résine comme en témoigne la couleur verte.....	169
Figure III-147 : Evolution de l'essai de compression perpendiculaire pour tous les sandwich.....	171
Figure III-148 : Comparaison du comportement des structures en PET standard ayant différentes densités.....	

Figure III-149 : Propagation de l'effondrement des couches dans la mousse.....	173
Figure III-150 : Modules de compression pour toutes les structures en mousse PET standard.....	174
Figure III-151 : Comparaison du comportement en compression perpendiculaire des structures en mousses PET quadrillée et standard. ....	174
Figure III-152 : Comportement des structures en nid d'abeille PP (a) et en mousse 3D PU (b) en compression perpendiculaire. ....	175
Figure III-153 : Modules de compression pour toutes les structures en PP Nida (a) et en mousse 3D PU (b). 175	
Figure III-154 : Tests élémentaires sur les mousses PET 70.....	176
Figure III-155 : Comportement des structures avec mousse PET quadrillée en compression perpendiculaire. 177	
Figure III-156 : Présence de résine dans l'âme avant et après la fabrication du sandwich. ....	177
Figure III-157 : Dimensions relatives à un cube isolé (a) avec l'espacement du vide entre les cubes (b) d'une structure en PET quadrillée. ....	179
Figure III-158 : Modèles de base illustrant la présence ou pas de la résine dans les vides. ....	180
Figure III-159 : Illustration de la forme et taux de résine utilisée dans la modélisation des mousses PET. ...	180
Figure III-160 : Relation entre le pourcentage de résine et la géométrie de la résine nécessaire pour la modélisation numérique. ....	181
Figure III-161 : Evolution du module de compression par rapport au taux de résine présent. ....	181
Figure III-162 : Evaluation expérimentale et numérique du comportement mécanique des structures PET quadrillées et standards. ....	182
Figure III-163 : Effet de la variation de forme de la résine à un taux de 50 %. ....	184
Figure III-164 : Etude numérique de l'influence de la forme de la résine sur le module de compression.....	184
Figure III-165 : Effet de la variation de la forme et du taux de résine sur le module. ....	185
Figure III-166 : Résistance à la Traction / Compression transversales des structures sandwich.....	186
Figure III-167 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en compression longitudinale.....	187
Figure III-168 : Comportement mécanique en compression longitudinale de toutes les structures sandwich étudiées. ....	189
Figure III-169 : Les différents modes de rupture observés en compression longitudinale pour tous les sandwich. ....	192
Figure III-170 : Résistance en compression suivant la direction longitudinale - Rupture finale.....	192
Figure III-171 : Module de compression suivant la direction longitudinale.....	193
Figure III-172 : Tour de chute avec l'instrumentation associée dans la zone d'impact. ....	195
Figure III-173 : Dispositif de la caméra rapide (a) capturant la zone d'impact (b) : description détaillée de l'essai. ....	196
Figure III-174 : Principales grandeurs caractéristiques d'un essai d'impact (MONTI, 2016).....	197
Figure III-175 : Force en fonction du temps pour un impact hémisphérique : comparaison des solutions... 198	



Figure III-176 : Déflexion de chaque éprouvette sandwich en fonction du temps : comparaison des solutions. 198	
Figure III-177 : Force d'impact en fonction de la déflexion de chaque type d'éprouvette sandwich : comparaison des solutions. ....	200
Figure III-178 : Force associée à la profondeur d'impact permanente pour chaque structure sandwich : comparaison des solutions. ....	201
Figure III-179 : Images issues de la caméra rapide sur les échantillons sandwich testés.....	203
Figure III-180 : Courbe type Force - Déplacement lors d'un essai d'impact : chronologie d'apparition des mécanismes d'endommagement au sein des structures PET.....	204
Figure III-181 : Conception de l'essai de résistance à l'arrachement d'un insert métallique fixé sur une plaque composite. ....	207
Figure III-182 : Conception (a) et fabrication (b) d'un montage d'essai. ....	207
Figure III-183 : Test initial sur plat pour l'essai d'arrachement.....	208
Figure III-184 : Dispositif de l'essai de résistance à l'arrachement.....	208
Figure III-185 : Comportement mécanique à l'arrachement de l'éprouvette n°1 en composite SVR : Force - Déplacement.....	209
Figure III-186 : Contrôle de l'endommagement par EA pendant l'essai d'arrachement.....	209
Figure III-187 : Comportement mécanique à l'arrachement de l'éprouvette N°2 en composite : en fonction de (a) Amplitude - Temps et (b) Nombre de coups cumulés - Temps.....	210
Figure III-188 : Angle de déformation entre les axes de l'éprouvette et la plaque métallique.....	210
Figure III-189 : Comparaison globale entre les deux éprouvettes testées (a) avec une estimation de la différence relative entre les raideurs (b). ....	211
Figure III-190 : Principe de l'essai de cisaillement à simple recouvrement.....	211
Figure III-191 : Description des caractéristiques géométriques des éprouvettes normées. ....	212
Figure III-192 : Comportement des éprouvettes par rapport au cisaillement de l'adhésion. ....	213
Figure III-193 : Zoom sur la zone du cisaillement de l'adhésion avant (a) et après l'essai (b). ....	214
Figure III-194 : Comportement mécanique au cisaillement de l'adhésion au sein du composite stratifié : (a-c) Eprouvettes n°1, 3, 4 et 5 ; et (d-f) Eprouvette n°2.....	215

## Liste des tableaux

---

Tableau I-1 : Avantages et inconvénients de l'enroulement filamentaire. ....	54
Tableau II-2 : Types d'application et âmes sandwich souvent utilisés. ....	65
Tableau II-3 : Critères de choix des constituants d'un matériau composite. ....	66
Tableau II-4 : Abaques issus de la feuille de calcul. ....	83
Tableau II-5 : Comparaison des différentes solutions d'enroulement proposées. ....	96
Tableau II-6 : Evolution des différents paramètres de sortie pour une tension de 15 N/fil. ....	110
Tableau III-7 : Illustration des différents types de matériaux sandwich fabriqués. ....	116
Tableau III-8 : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre E à 23°C (MECA, 2013). ....	116
Tableau III-9 : Caractéristiques mécaniques de la résine polyester à 23°C (MECA, 2013). ....	117
Tableau III-10 : Propriétés mécaniques d'une couche unidirectionnelle en fibres de verre (MECA, 2013). ....	117
Tableau III-11 : Caractéristiques mécaniques de la couche [0,90 <sub>2</sub> ] (MECA, 2013). ....	118
Tableau III-12 : Caractéristiques mécaniques des matériaux d'âme étudiés (Datasheets). ....	119
Tableau III-13 : Caractéristiques mécaniques obtenues en flexion quasi-statique. ....	125
Tableau III-14 : Charges maximales élastiques des structures sandwich en flexion. ....	134
Tableau III-15 : Caractéristiques expérimentales et numériques des différents constituants des sandwich en flexion. ....	135
Tableau III-16 : Séquence d'endommagement avec la plage d'amplitude EA correspondante. ....	149
Tableau III-17 : Caractéristiques mécaniques obtenues en traction perpendiculaire. ....	153
Tableau III-18 : Résistances à l'interface $\sigma_i$ issues de la littérature pour quelques sandwich. ....	161
Tableau III-19 : Caractéristiques mécaniques obtenues en compression perpendiculaire. ....	166
Tableau III-20 : Volume relatif de la résine dans les vides des différentes éprouvettes testées. ....	178
Tableau III-21 : Comparaison entre les moyennes des résultats du module de compression perpendiculaire déterminées expérimentalement et numériquement. ....	183
Tableau III-22 : Valeurs moyennes des caractéristiques déduites de l'essai d'impact pour les structures sandwich étudiées. ....	199
Tableau III-23 : Propriétés mécaniques normalisées à l'impact : comparaison des solutions. ....	200
Tableau III-24 : Résistance au cisaillement inter-laminaire des éprouvettes testées. ....	213



## Introduction générale

---

Ce sujet de thèse s'inscrit dans le cadre du projet FUI SOLLICITERN (Nouvelles citernes routières soumises à sollicitations complexes). Ce projet est conduit conjointement par un constructeur de véhicules (HydroVide), un fabricant de structures composites (Plasticon Composites), un bureau d'étude et de recherche privé (MECA) et deux laboratoires de l'institut Carnot ARTS (LAMPA Angers et I2M Bordeaux). Ce projet a pour but de développer des technologies permettant de réaliser une nouvelle génération de véhicules d'hydro-curage et d'aspiration par le vide, apportant des innovations radicales sur le marché du matériel d'entretien des réseaux d'assainissement.

Pour détailler le contexte, le principe de l'hydro-curage consiste à envoyer de l'eau sous pression dans les canalisations à nettoyer puis d'extraire les boues résultant du mélange se produisant dans les tuyaux. L'aspiration se réalise en exerçant une dépression dans la citerne. Celle-ci entraîne donc un mélange de boues et d'objets à l'intérieur du véhicule qui provoque des chocs assez violents sur les parois interne de la citerne en état de compression. De ce fait, l'idée est de pouvoir optimiser le matériau constituant de cette citerne routière ainsi que sa méthode de fabrication. D'une manière plus générale, la remise à plat d'un véhicule industriel complexe et fortement sollicité sera l'occasion, pour les partenaires, de progresser dans des domaines comme la simulation de la tenue aux chocs des composites, l'estimation de la durée de vie en service, ou encore la conception d'un nouveau procédé de fabrication pour des structures cylindriques. Dans ce sens, un des principaux objectifs de ce projet sera l'allègement du véhicule afin de pouvoir augmenter la charge utile. La nouvelle structure devra répondre aux mêmes fonctions que celles existantes aujourd'hui avec des solutions métalliques. L'optimisation de l'encombrement est aussi un point important à prendre en compte pour faciliter l'utilisation du véhicule en milieu urbain (Figure 0-1).

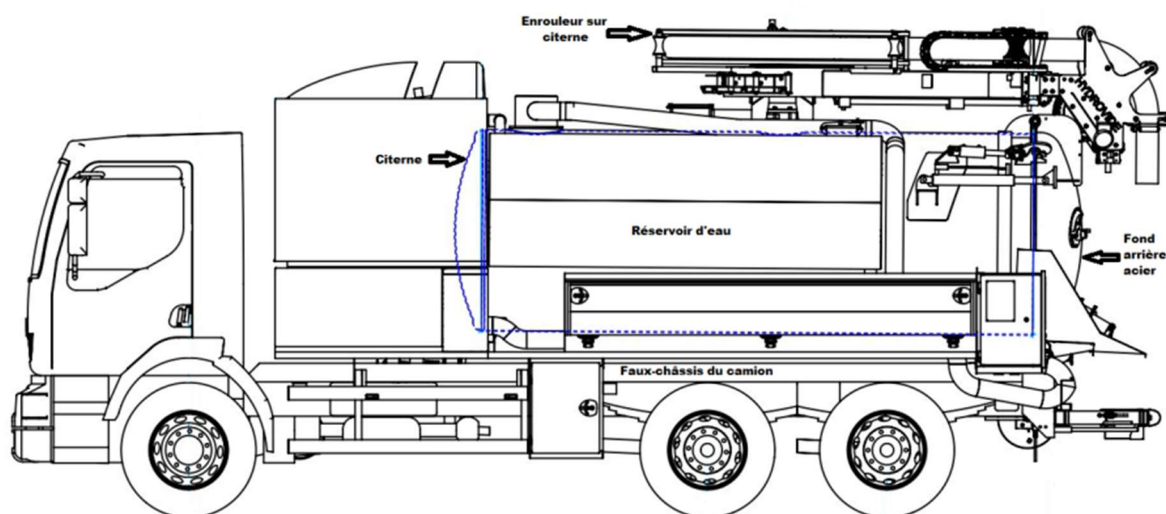


Figure 0-1 : Composition d'un véhicule d'hydro-curage.

De plus, le procédé de fabrication appliqué à la réalisation de citernes ultralégères devra aussi assurer un coût maîtrisé et la mise au point de solutions innovantes en matière de contrôle commande. Egalement, la conception générale du véhicule devra être modulaire (Figure 0-1) pour accéder aux marchés export, et pouvoir ainsi optimiser la répartition des masses, le respect de l'environnement et assurer une bonne ergonomie.

En effet, on a assisté, au cours de ces dernières décennies, à une croissance rapide des matériaux composites. En même temps, leurs applications s'est élargie sur de nombreux domaines industriels, notamment dans l'aéronautique, l'aérospatial, l'automobile. La particularité de ces matériaux réside aussi dans leur relative facilité de mise en forme. En effet, la réalisation de formes complexes peut ne pas être beaucoup plus difficile à développer qu'une forme simple. Par ailleurs, la nature même des composites offre aux acteurs de très nombreuses possibilités pour concevoir des matériaux selon la nature des constituants (renfort et matrice) et leur architecture. En fait, la progression rapide des techniques de mise en forme des matériaux composites a contribué largement à leur croissance à l'échelle mondiale.

Les matériaux composites se présentent sous plusieurs formes : les composites stratifiés, les composites sandwich, les composites multidimensionnels (3D, 4D...). Chaque type de composite dispose d'avantages et d'inconvénients spécifiques qui peuvent justifier leur choix. Une des utilisations des composites à fibre longue en plein essor depuis plusieurs années est la fabrication de structures cylindriques (dont les citernes routières). La fabrication de ces structures de révolution est faite à partir de bobines de fibres (pré-imprégnées, voie humide, fibres sèches...) sur un moule ou un mandrin. Ce procédé est appelé 'enroulement filamentaire'. Celui-ci entraîne une architecture finale du matériau différente des stratifiées utilisés dans le domaine de l'automobile. Cette architecture particulière aura des conséquences sur le comportement mécanique du matériau, notamment sur les modes et la cinétique de dégradation.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés figurent les matériaux sandwich. Ces matériaux connaissent un essor important dans des applications structurales comme les cloisons, les planchers, les structures primaires comme dans l'A350, par exemple. Le principe consiste à écarter deux peaux du plan moyen du matériau pour augmenter fortement le moment quadratique de l'assemblage. Cet écartement est réalisé en utilisant un autre matériau que l'on positionne entre les deux peaux et qui est appelé 'âme'. Il s'agit souvent d'une mousse, de balsa ou de nid d'abeilles, souvent épaisse et de faible densité volumique. Les structures sandwich combinent ainsi légèreté et une très grande rigidité flexionnelle. Du fait que l'on peut modifier la nature des matériaux constitutifs de l'âme et de la peau (densité, propriétés mécaniques, physiques et chimiques), il est possible de concevoir des structures adaptées à des applications bien définies. Le choix du matériau est dicté donc par les nombreux avantages qu'offrent les composites sandwich, avantages liés à une excellente résistance à la corrosion et aux solvants, à une résistance aux chocs élevée, à une bonne résistance à la fatigue et à des rapports résistance/masse et rigidité/masse élevés.

Sur le plan industriel, le projet est motivé par une forte évolution de l'utilisation de ce type de matériaux dans les véhicules ; ce qui en fait un marché économique potentiel. En effet, le projet devra permettre d'optimiser plus spécifiquement le procédé d'obtention des structures composites par enroulement filamentaire et d'étudier le comportement de la structure fabriquée afin de valider les matériaux choisis.

De point de vue globale, le projet se décompose en deux grandes étapes :

1) Réalisation d'une première conception (version « V1 ») de la citerne fabriquée par enroulement filamentaire utilisant un matériau composite associant des fibres de verre et une résine polyester (vinylester). Il ne s'agit pas d'un sandwich dans ce cas. La caractérisation et l'étude de la durabilité de ces matériaux sont faites dans le cadre d'une thèse en parallèle dans le même laboratoire de recherche ;

2) Réalisation d'une deuxième version (« V2 ») de la citerne en matériaux sandwich. Cette partie concernera la thèse en cours. Le principal défi sera donc d'optimiser le procédé d'enroulement filamentaire pour qu'il intègre l'aspect matériau sandwich tout en restant proche des temps de production en enroulement filamentaire standard. L'autre point à valider est la sélection du matériau candidat qui sera utilisé par la suite dans la fabrication de la citerne. Pour cela, une étude expérimentale complète pour la caractérisation du comportement mécanique doit être faite sur les matériaux sandwich pour pouvoir choisir le matériau convenable.

Dans cette thèse, nous présentons donc une optimisation du processus de fabrication par enroulement filamentaire adaptable aux matériaux composites sandwich. Le principal défi a concerné la façon de mettre l'âme en forme cylindrique pour réaliser le sandwich. Cette optimisation devra de plus répondre aux exigences du cahier des charges du projet tout en gardant une certaine simplicité et flexibilité dans le procédé pour permettre une industrialisation optimisée. Parallèlement à cet aspect procédé et en amont des études de validation de la citerne, un travail conséquent basé sur une approche expérimentale et numérique est réalisé dans le but d'analyser et ainsi de comprendre les performances mécaniques du matériau avec lequel est fabriquée cette citerne. Il s'agit de caractériser le comportement du matériau par une série d'essais mécaniques pour aboutir à l'identification complète de ses propriétés mécaniques qui sont nécessaires pour alimenter les calculs de dimensionnement de la citerne routière. En même temps, l'étude expérimentale sur le matériau a pour but d'étudier le processus d'endommagement de ce type de matériau pour avoir éventuellement une meilleure prise en compte des effets d'endommagement dans la phase de dimensionnement.

Les travaux de recherche réalisés au cours de cette thèse sont résumés dans trois parties plus une introduction et une conclusion générales et des perspectives. Chaque partie est divisée en plusieurs chapitres :

La partie 1 « Analyse bibliographique » présente des prérequis pour proposer un état de l'art. Pour cela, une introduction aux matériaux composites est présentée suivie d'une description plutôt générale du concept de matériaux sandwich multicouches. En effet,

l'accent sera mis sur les façons possibles de caractérisation expérimentale du comportement mécanique de ce type de matériau en statique et en dynamique, ainsi que sur ses principaux mécanismes d'endommagement possibles. Il faut noter que l'intérêt sera porté plus spécifiquement sur les structures composites réalisées par le procédé d'enroulement filamentaire. Ce procédé va être abordé dans un second temps en décrivant les technologies existantes d'enroulement filamentaire, avec une étude générale sur les paramètres de fabrication et leur influence sur le produit final. Finalement, nous présentons une synthèse de cette première partie ainsi que la démarche suivie pour l'étude.

La partie 2 « Procédé d'enroulement des structures sandwich » est consacrée à une description de quelques conceptions possibles de solutions d'enroulement des matériaux sandwich suivie d'une synthèse des différentes solutions proposées. Cette étude est fortement liée au choix des matériaux candidats utilisés pour fabriquer la citerne routière. Pour s'adapter aux besoins du projet, un équipement d'étude a été aménagé et une sélection des matériaux candidats a été faite pour tester par la suite leurs conditions de mise en œuvre. Après la mise au point du procédé, des éprouvettes d'essai ont été fabriquées pour les caractériser mécaniquement dans le laboratoire et analyser ainsi leur comportement.

La partie 3 aborde la « Caractérisation expérimentale des matériaux ». Elle porte sur la détermination des propriétés mécaniques en statique des matériaux sandwich candidats à travers la réalisation d'une série d'essais de traction et compression perpendiculaires, de flexion trois et quatre points et d'impact à basse vitesse. Etant adaptables au procédé d'enroulement filamentaire, les matériaux étudiés sont fabriqués chez notre partenaire industriel Plasticon Composite après validation du procédé optimisé pour notre étude. Celle-ci a déjà été proposée dans la partie 2 du manuscrit. La caractérisation mécanique est menée sur des échantillons en matériaux sandwich avec différents types d'âmes candidates présentant différentes masses volumiques. Par la suite, une analyse de l'endommagement des matériaux lors des sollicitations mécaniques est abordée. Dans la continuité d'une brève description générale de l'endommagement des composites présentée déjà dans la partie 1, les différents mécanismes d'endommagement identifiés sur les éprouvettes sollicitées sont analysés. L'enjeu de cette étude est de comprendre la cinétique d'endommagement du matériau pour dresser la chronologie d'apparition des mécanismes. Pour y parvenir, deux démarches sont adoptées pour suivre cette évolution des phénomènes d'endommagement : i) observation des éprouvettes au cours de l'essai et ii) suivi de quelques essais par la technique de l'émission acoustique pour détecter et enregistrer, en temps réel, les signaux associés à ces modes de dégradation du matériau.

## Partie 1

# Analyse Bibliographique

### Sommaire

---

Chapitre I.	Introduction.....	6
Chapitre II.	Contexte industriel .....	7
Chapitre III.	Matériaux d'étude.....	11
Chapitre IV.	Technologies de l'enroulement filamenteuse.....	49
Chapitre V.	Conclusions et démarche adoptée.....	61



## Chapitre I. Introduction

---

Evoluant dans un monde où se doivent de cohabiter exigences économiques et progrès techniques, les applications des matériaux composites se sont développées moyennant des coefficients de sécurité importants pour écarter tout risque de défaillance en service. Dans le cadre d'une étude d'application industrielle, deux impératifs importants se doivent d'être respectés : la simplicité de mise en œuvre et la fiabilité des conclusions. De manière plus précise, la problématique consiste, à un instant donné choisi, à répondre à la question : au cours de sa vie, la structure répond-elle aux exigences du cahier des charges initial ? Se pose alors le problème de la validation de la structure pour assurer son utilisation et donc satisfaire le besoin industriel. Ainsi, il s'agissait tout d'abord de relier le comportement macroscopique du composite aux propriétés de ses constituants et de leur assemblage.

Dans le cadre du projet « FUI SOLLICITERN », les travaux de cette thèse portent sur les structures composites sandwich, utilisées principalement pour la réalisation de pièces nécessitant une rigidité flexionnelle importante comme des planchers et donc notamment des citernes routières. Le choix de l'utilisation de ces structures composites sandwich est le résultat de la combinaison pertinente de plusieurs paramètres qui sont d'une part, la rigidité et la stabilité ; et d'autre part, la masse. Aujourd'hui, la taille de ce type de structures tend à s'agrandir et donc l'équilibre entre les paramètres stabilité/rigidité/masse devient plus difficile à optimiser.

Pour bien entamer notre étude, une analyse bibliographique générale s'impose pour présenter ce type de matériau, afin de satisfaire les demandes du cahier des charges. Cette partie vise tout d'abord à présenter le contexte industriel du projet avec une description de la technologie d'enroulement filamentaire qui est utilisée dans cette étude. Elle permet la mise en forme de pièces cylindriques ou de révolution. Ensuite, quelques éléments de base sont exposés sur les matériaux composites d'une façon générale et plus spécifiquement sur les matériaux sandwich qui concernent notre projet. Une partie de l'étude bibliographique réalisée porte également sur les différents moyens permettant de caractériser ces matériaux depuis l'échelle des constituants jusqu'à celle de la structure. Des détails concernant leurs comportements mécaniques seront traités par la suite dans cette partie. L'intérêt se porte sur les types d'essais mécaniques possibles afin de permettre une caractérisation correcte de ces matériaux ce qui conduira à un choix convenable lors de la conception et la validation du matériau final de la citerne routière. La démarche mise en place pour cette thèse est présentée à la fin de ce chapitre.

## Chapitre II. Contexte industriel

---

Les exigences de plus en plus sévères dans le milieu automobile, en termes de sécurité aussi bien qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs de véhicules à développer des structures plus légères présentant de meilleures résistances mécaniques. L'objectif est notamment d'alléger la structure tout en conservant une bonne rigidité. Les matériaux composites sont par excellence des matériaux qui satisfont à ces deux exigences. Ils sont de plus en plus une vraie alternative aux matériaux métalliques grâce aux propriétés mécaniques spécifiques (propriétés rapportées à la densité), l'adaptabilité aux besoins mécaniques de la structure ou de la pièce à fabriquer et leur faible sensibilité aux phénomènes de fatigue. C'est pour ces raisons que l'utilisation de ce type de matériau est en pleine croissance depuis de nombreuses années dans le domaine des transports comme la marine, le nautisme, l'aéronautique, l'aérospatial, mais aussi dans d'autres domaines comme les sports et loisirs, l'industrie lourde, le génie civil et le militaire.

### II.1 Revue de l'état de l'art

Une volumineuse littérature scientifique traite de la conception de structures en matériaux composites. Les aspects les plus pertinents vis-à-vis des problèmes soulevés par le présent projet se rapportent principalement aux techniques de fabrication du réservoir d'aspiration des boues par le vide.

Le chargement mécanique principal s'apparente en première analyse au cas d'une dépression interne, ou d'une surpression externe appliquée à une coque mince stratifiée. Ce cas est abordé par plusieurs auteurs, qui ont pu traiter le procédé en travaillant sur le mode d'enroulement (HERNANDEZ-MORENOA, 2008), le calcul (notamment de flambement (MACKAY & VAN KEULEN, 2010), (BABICH & TIMOSHENKO, 2011)) ou le comportement dynamique de ce type de construction (QATU, 2010), (JIBAWY, 2011). Cependant, tous ces travaux académiques abordent le sujet sous un angle qui leur est propre, en simplifiant les chargements auxquels la structure est soumise. Il apparaît évident que la principale problématique rencontrée (chargements combinés complexes appliqués à une structure composite creuse) n'a pas vocation à être résolue par un apport de connaissances scientifiques nouvelles, mais relève plutôt de leur exploitation améliorée dans le cadre d'une recherche appliquée, et d'une part de développement expérimental.

De point de vue technologique, certains logiciels de CAO existant donnent aujourd'hui des bases permettant de dimensionner correctement un réservoir en matériaux composites, y compris lorsque celui-ci est soumis à une pression externe (ou à une dépression intérieure). Toutefois, ces outils trouvent vite des limites en dehors d'un chargement statique relativement simple. De ce fait cet état de l'art concernant ce projet a donc été dressé dans deux directions complémentaires, d'une part en examinant les réalisations connues des fabricants de produits similaires (veille concurrentielle), et d'autre part en recherchant des technologies potentiellement transférables, en particulier dans les brevets publiés.

Dans le premier cas, on vérifie rapidement que les concurrents travaillent tous en priorité à l'amélioration des fonctionnalités et de l'ergonomie de leurs matériels. Les derniers brevets publiés relatifs aux véhicules hydro-cureurs sont le fait de quelques concurrents majeurs dont l'allemand Müller, qui a développé récemment (2005, 2006 et 2008) des solutions techniques dans le domaine des enrouleurs de tuyauterie ou des cloisons déplaçables.

L'allemand Wiedemann travaille également sur le guidage des tuyaux souples du nettoyeur à haute pression (2009), après s'être intéressé à des technologies alternatives à la vidange de réservoir par fond ouvrant (1997). Le constructeur coréen Dong Woo (en 2009) et l'italien Cappellotto se sont tous les deux intéressés à la séparation des boues et au recyclage d'eau entre 2003 et 2009, et Cappellotto avait développé antérieurement une potence télescopique réalisée partiellement en matériaux composites.

Les seules tentatives visant l'allègement des véhicules hydro-cureurs sont des réservoirs en aluminium, réservés aux petits équipements. Cette technologie de réalisation est maîtrisée par tous les acteurs, dont notre partenaire HYDROVIDE, mais ne présente pas de potentiel pour les équipements de plus grande taille (compromis coût-résistance), ni de potentiel de différenciation. Les autres constructeurs, dont le français Rivard, filiale du groupe américain ALAMO, n'ont pas dévoilé récemment de travaux pouvant laisser penser qu'ils explorent la voie de l'allègement par le recours aux matériaux composites. Malgré l'intérêt évident des composites en matière de gain de masse, le nombre et l'importance des points durs technologiques à résoudre, détaillés dans la section suivante, expliquent largement l'absence de projet parmi les concurrents d'HYDROVIDE.

Le coordonnateur a compté sur la motivation et la qualité du consortium constitué dans le cadre de ce projet pour relever ces challenges technologiques, et prendre une avance déterminante. Ce constat conforte le caractère innovant de la démarche entreprise par HYDROVIDE et ses partenaires.

Quelques brevets et réalisations issus de secteurs proches peuvent présenter des similitudes avec le projet, en décrivant des citernes roulantes en composites. C'est le cas notamment d'un brevet Sovap datant de 1965, d'un brevet Diesel Exchange datant de 1977 ou d'un brevet Magyar, plus récent, publié en 2009. Ce dernier traite d'une citerne roulante réalisée au moyen de viroles assemblées et sollicitées en traction. Dans ces cas, relativement rares, la description vise des réalisations assez simples, pouvant s'avérer compatibles avec le transport routier de liquides ou de pulvérulents. Mais ces documents ne règlent en rien le cas d'une conception intégrant une aspiration de boues par le vide, et les sollicitations mécaniques sévères qui en résultent (chocs, abrasion, fatigue...).

Enfin, pour être complet, quelques analogies plus lointaines ont été tentées avec des structures de coques de sous-marins réalisées en composites, notamment au travers de brevets russes (2008) ou anglais (1988), mais ces réalisations originales recourent bien légitimement à de multiples renforts internes (lisses ou brides), qui sont incompatibles avec l'application à un réservoir à boues tel qu'il est envisagé par HYDROVIDE (surface interne obligatoirement lisse).

A l'issue d'un état de l'art approfondi, il apparaît ainsi que les principales problématiques technologiques soulevées par le présent projet, en particulier la tenue des matériaux composites constituant la cuve d'aspiration (vide, étanchéité, chocs, délaminage, érosion ...), restent non résolues en l'état actuel de la technique, et justifient de prévoir une phase de recherche industrielle relativement conséquente.

## II.2 Objectifs industriels et caractère innovant du projet

Le projet est principalement motivé, au plan technique, par la volonté de remplacer la citerne d'aspiration à fond ouvrant, réalisée habituellement en acier, par une structure en composites permettant d'obtenir une réduction conséquente de masse en faveur d'une charge utile plus importante. Le dimensionnement de la structure existante en acier prend en compte un grand nombre de contraintes, encore aggravées par la tenue nécessaire à la corrosion, à l'abrasion par les boues (sable) et aux impacts d'objets aspirés (jusqu'à 10 m/s). La citerne est couramment réalisée dans des épaisseurs d'acier d'environ 8mm. Les difficultés attendues ou soulevées par ce projet concernent notamment deux points essentiels, à savoir conserver l'intégrité du matériau de la citerne et le procédé d'enroulement filamentaire.

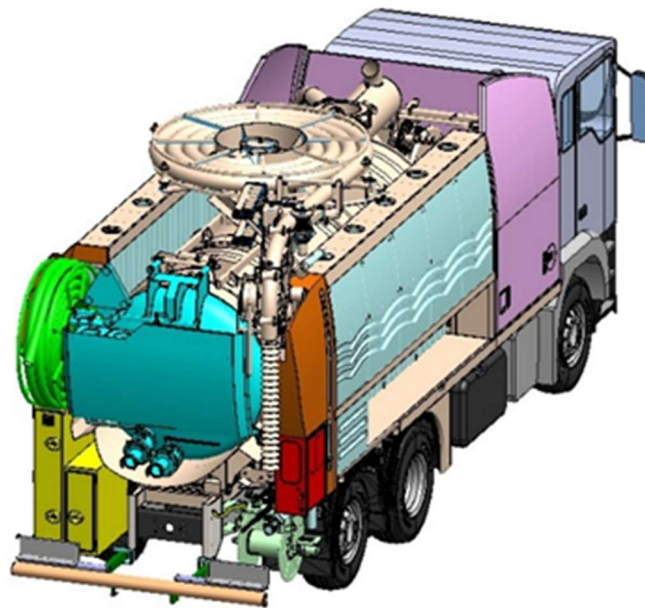


Figure I-2 : Vue d'ensemble du véhicule d'hydro-curage avec les différents accessoires.

En effet, La paroi de la cuve d'aspiration est soumise à de nombreux chargements combinés, et le constructeur doit garantir un fonctionnement satisfaisant sur des durées longues, de l'ordre d'une dizaine d'années au minimum. Cette paroi devra résister à des chargements combinés comme les chocs, les vibrations, l'usure, l'abrasion et le chargement cyclique dû au vide, mais également accueillir l'ensemble des liaisons au châssis et le montage des périphériques, tels qu'exposés dans le paragraphe ci-dessous (cf. Figure I-2). La complexité de l'équipement fait peser des contraintes importantes sur le procédé de fabrication, et sur son bilan économique.

- Stratification manuelle des liaisons : la méthode de réalisation habituelle consiste à intégrer au maximum les liaisons au moment de l'enroulement filamentaire (chaises de fixation, trous d'homme, piquages, ...). Mais la technique actuelle impose une intervention manuelle et un arrêt du mandrin pour chacune de ces liaisons. Un travail est fait sur la mécanisation de ces opérations.
- Réalisation d'un cylindre enroulé sandwich : l'enroulement d'une paroi de cuve intégrant deux peaux composites, externe et interne, interconnectées par une âme, permettrait d'optimiser le bilan massique. C'est toutefois un challenge technique innovant sur lequel les partenaires ont travaillé pour la réalisation d'une deuxième version de l'équipement, optimisé encore davantage à la fois au niveau de sa masse que de son coût de fabrication.

## Chapitre III. Matériaux d'étude

---

Le matériau a souvent eu un « rôle simplifié » dans la mise en place et la réussite d'un projet tant que les techniques de fabrication, de dimensionnement, de maîtrise des propriétés apparaissaient performantes et suffisantes et que la prédictibilité des comportements assurait au concepteur une approche sécurisante. Inévitablement, cette exigence impose la nécessité de stabiliser et renforcer les structures à faible épaisseur pour leurs permettre de supporter des efforts souvent complexes et combinés. Pour évaluer une nouvelle structure, le concepteur doit prendre en compte un certain nombre de considérations importantes. La nouvelle structure doit être fiable et économique à construire et à faire fonctionner. Il existe évidemment plusieurs façons de satisfaire à ces exigences et le matériau de construction, joue là, un rôle prépondérant.

Par ailleurs, le développement des technologies modernes exige que l'on utilise des matériaux présentant des propriétés mécaniques élevées spécifiques à leur emploi, mais dont la masse volumique soit faible. L'objectif est, notamment, de réduire autant que possible la masse des structures. Les matériaux composites répondent aux exigences précédentes. Ce sont des matériaux rigides, inhomogènes et anisotropes, constitués par l'association à l'échelle microscopique de deux ou plusieurs matériaux aux caractéristiques complémentaires. Cette association leur confère à l'échelle macroscopique un ensemble de propriétés notamment mécanique, que chacun des constituants pris séparément ne possède pas. En raison de leur faible densité, grande résistance, rigidité importante et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont d'abord été utilisés dans de nombreuses composantes structurales, notamment dans le domaine de l'aéronautique. De nos jours, la diminution de leurs coûts de production permet l'utilisation de ces matériaux dans des applications de plus en plus variées (automobile, construction, etc.).

### III.1 Introduction aux matériaux composites

Généralement, on distingue deux sortes de matériaux composites : les stratifiés et les sandwich. Les stratifiés sont formés de plusieurs couches élémentaires appelées monocouches ou plis comme montré dans la Figure I-3.

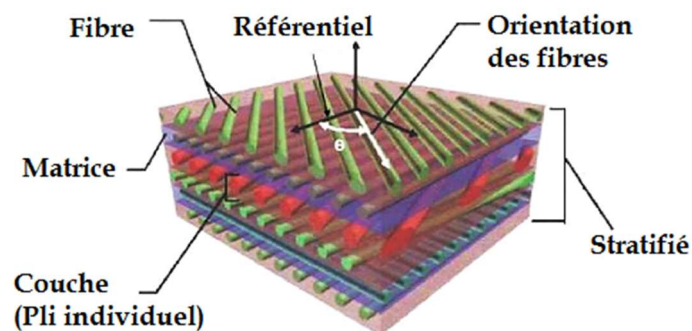


Figure I-3 : Composition des matériaux composites à fibres.

En effet, les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite, et sont formées généralement d'un polymère aujourd'hui majoritairement thermodurcissable (matrice) renforcé par un matériau fibreux (renfort). Les divers types de monocouches sont définis par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD), à fibres tissées, ou à fibres courtes (mat). La superposition de plusieurs monocouches dans la direction de l'épaisseur permet d'obtenir un matériau composite stratifié (GAY, 2005). Un choix approprié de la séquence d'empilement ou autrement dit de l'orientation de chaque pli, confère aux structures composites stratifiées des caractéristiques mécaniques adaptées au cas de chargement. En effet, dans un panneau monolithique en flexion, assimilé à une poutre, les contraintes se répartissent selon la Figure I-4. Elles sont nulles sur la ligne médiane (appelée fibre neutre). Par ailleurs, l'idée d'insérer une âme légère entre deux peaux extérieures en composites stratifiées pour faire un matériau sandwich a été inspirée par le théorème de Huygens utilisé en résistance des matériaux. Cette partie moins dense permet de solidariser intimement les deux peaux et de leur transmettre les contraintes de cisaillement (Figure I-5).

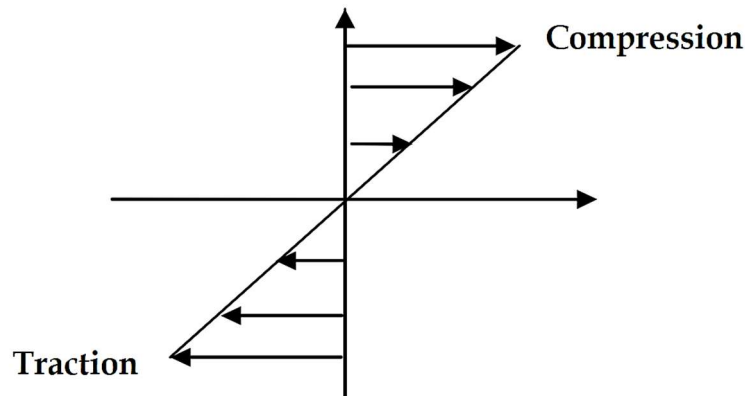


Figure I-4 : Distribution des contraintes dans un élément monolithique.

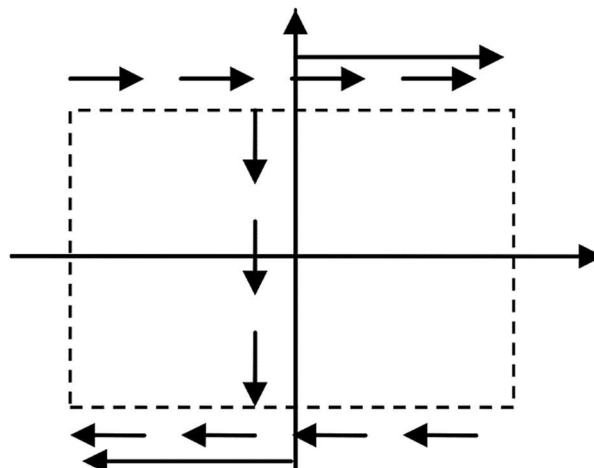


Figure I-5 : Distribution des contraintes dans un panneau sandwich.

La poutre IPN est depuis longtemps un exemple de ce principe, la matière dense et résistante est rassemblée sur les 2 branches du I, la partie centrale ne sert qu'à solidariser ces deux éléments avec un minimum de matière (Figure I-6).

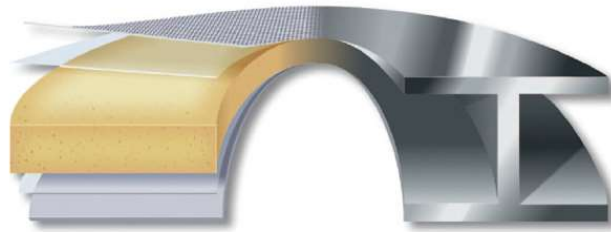


Figure I-6 : Analogie structurelle entre une structure sandwich et une poutre en I.

Les structures sandwich sont donc composées de deux peaux (ou semelles) qui enserrant une âme (ou cœur) définie par une couche de matériau pouvant être plus épaisse, comme le montre la Figure I-7 (BINÉTRUY , 2008). Les peaux sont plutôt constituées par un matériau dense, résistant et rigide (métal, stratifiés, contreplaqués, thermoplastiques...) et l'âme, par un matériau de plus faible densité et de moins bonnes caractéristiques mécaniques (mousses, nids d'abeille, balsas...). En général, la fabrication d'un sandwich met en jeu trois couches de natures différentes liées par un film de colle ; la liaison entre deux couches successives est communément appelée interface. Cette liaison doit être continue, sans pores, et d'épaisseur constante (BINÉTRUY , 2008). Par ailleurs, une capacité suffisante pour s'opposer à la déformation est nécessaire afin de transmettre des sollicitations mécaniques, mais aussi elle doit être suffisamment élastique pour absorber et atténuer les impacts (NOOR, et al., 1996).

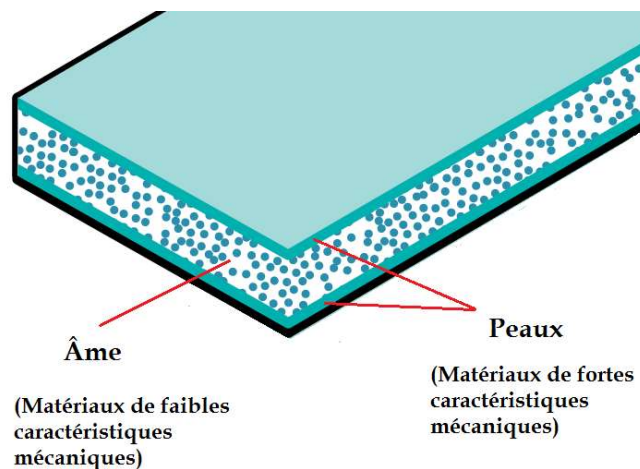


Figure I-7 : Les différents constituants d'une structure sandwich.

Ce concept de structure permet ainsi d'augmenter le moment quadratique de flexion des plaques stratifiées en augmentant l'éloignement des plans moyens des peaux par rapport à l'axe de la structure. Ainsi, les sandwich reprennent mieux les moments de flexion au niveau des peaux et les efforts tranchants au niveau de l'âme. Sachant ce qui a été dit précédemment, il faut noter que le collage entre les peaux et âmes est donc un paramètre capital. On peut donc modifier les propriétés de ces matériaux en faisant varier les proportions de leurs constituants ou les propriétés des constituants eux-mêmes. Ces ajustements permettent donc d'atteindre les propriétés souhaitées pour répondre à des applications bien identifiées (NOOR, et al., 1996).



L'âme pleine la plus utilisée dans les sandwich est la mousse de polymère (BIRON, 2004), tel que le polyuréthane (PU), polyéthylène téréphtalate (PET) ou polypropylène (PP). Les mousses en PET sont des matériaux d'âme thermoplastique hautement adaptables et recyclables dotés d'un bon équilibre de propriétés mécaniques, de résistance thermique, de densité et de coût pour un large éventail d'applications et de procédés. Dans les structures sandwich, on utilise souvent la mousse en nids d'abeilles qui possèdent plusieurs avantages (LEE, 1993). Les mousses possèdent des propriétés mécaniques relativement bonnes. Elles résultent de leur structure et de leurs propriétés de base. La première approche de la mécanique des mousses consiste à relier leurs propriétés physiques à leurs structures, approche introduite par (ASHBY & GIBSON, 1997) et (PLANTEMA, 1966).

De ce fait, avoir une âme légère, déformable et de résistance inférieure à celle des peaux, fait que c'est la valeur de la déformation en flexion (flèche) qui dimensionne le panneau. Elle est donnée par les relations suivantes dans le cas d'un panneau monolithique :

$$W = K \times P \times L^3 / D \quad (1.1)$$

Avec  $K$  : Constante ;  $P$  : Charge ;  $L$  : Portée.

$$D = EI \quad (1.2)$$

Avec  $D$  : Rigidité ;  $E$  : module d'Young ;  $I$  : Inertie.

Pour une section rectangulaire, l'inertie  $I$  s'écrit comme suit :

$$I = b \times h^3 / 12 \quad (1.3)$$

Avec  $h$  : épaisseur (hauteur) ;  $b$  : largeur.

Dans ces relations seul le dénominateur, appelé rigidité, est une variable sur laquelle il est possible d'agir. Pour diminuer la déformation, il faut donc augmenter  $D$ , soit en augmentant le module d'Young, soit en augmentant l'épaisseur. La première solution n'est pas économique car elle suppose l'emploi de matériaux chers et lourds. La deuxième qui consiste à augmenter l'épaisseur nécessite l'utilisation d'un matériau léger à positionner entre les 2 peaux. Ces relations qui conduisent naturellement au concept de panneau sandwich deviennent :

$$W = W_1 + W_2 \quad (1.4)$$

$$W_1 = K_1 \times P \times L^3 / D \quad (1.5)$$

$$W_2 = \frac{K_2 \times P \times L}{b \times (e_a + e_p) \times G_c} \quad (1.6)$$

Avec  $K_1$  : Constante ;  $K_2$  : Constante ;  $G_c$  : Module de Coulomb de l'âme ;  $e_a$  : épaisseur âme ;  $e_p$  : épaisseur peaux.

Dans ce cas :

$$D = \ll E \gg I \quad (1.7)$$

$$\ll E \gg = E_p \times (1 - e_p^3/h^3) \quad (1.8)$$

La flèche du sandwich  $W$  est la somme d'une composante  $W_1$  due à sa rigidité en flexion et d'une composante  $W_2$  due à la déformation par cisaillement de l'âme. Comme le terme  $W_1$  varie en fonction du cube de la portée, il augmente fortement avec la portée, contrairement au terme  $W_2$  qui proportionnellement devient faible pour ces portées importantes. Le panneau sandwich est de ce fait plutôt adapté aux grands éléments reposant sur des appuis éloignés. Une description plus détaillée de ce type de matériaux est faite dans le paragraphe suivant.

### III.1.1 Éléments sur les matériaux sandwich

La réduction de la masse à travers les matériaux sandwich permet d'obtenir des charges utiles plus importantes pour les structures en mouvement avec une puissance motrice relativement réduite. En effet, dès la seconde guerre mondiale, les structures sandwich sont apparues dans les avions du type « Mosquito » (ZENKERT, 1997). L'introduction des composites sandwich dans la plupart des secteurs d'activités a conduit les chercheurs à développer des théories de plaques sandwich, dédiées à l'analyse et à la prévision de leur comportement et de leur tenue en service. D'autre part, le concept « sandwich » est très répandu dans la nature. Les branches d'un arbre ou les os d'un squelette sont certainement de bons exemples. Ces structures répondent, naturellement, à un principe d'optimisation structurelle : usage minimum de matière pour des performances maximales.

Les structures sandwich dont l'utilisation n'a cessé d'augmenter depuis un demi-siècle, sont les composites les plus utilisés en tant que pièces de structures travaillantes, grâce à des propriétés de flexion supérieures à celles des composites monolithiques ou stratifiés. À l'origine, les sandwich étaient considérés comme des matériaux « high-tech » réservés aux secteurs de pointe comme l'industrie aéronautique où ils ont été introduits dès la seconde guerre mondiale. Depuis, les sandwich ont envahi tous les secteurs d'activités. En effet, le premier papier de recherche sur les matériaux ou structures sandwich a été écrit par Marguerre en Allemagne en 1944 sur le comportement des panneaux en sandwich soumis aux charges de compression dans le plan. L'analyse par éléments finis appliqués aux composites sandwich, a été introduite en 1989. C'est en 1996, qu'un article sur les structures sandwich publié par (NOOR, et al., 1996), a fourni plus de 800 références discutées dans la revue et 559 autres références en tant que bibliographie supplémentaire.

D'après (GAY, 2005), chaque kg gagné sur le lanceur représente pour la fusée Ariane E.S.A (EUR) un gain de 30 000 dollars. La configuration sandwich a été choisie principalement en raison de ses propriétés non magnétiques, et de ses capacités de résistance aux explosions (ZENKERT, 1995). Le comportement en fatigue des structures sandwich joue un rôle très important quant à leurs utilisations dans l'aéronautique et dans la marine. C'est à partir de

ces hypothèses que les études de fatigue sur les plaques sandwich ont commencé. Les principes fondamentaux des constructions sandwich et des examens des méthodes expérimentales et analytiques sont décrits dans les premiers travaux par (ALLEN, 1969), (ZENKERT, 1995) et (CLARK, et al., 1999). Leurs résultats évaluent l'évolution des matériaux composites.

Dans le domaine de la construction navale, les caractéristiques de légèreté et surtout d'absence de corrosion des structures sandwich font qu'ils sont utilisés depuis longtemps aussi bien pour le nautisme de loisir que de compétition. (KUJALA & TUHKARI, 1989) ont mené une étude expérimentale et analytique sur l'utilisation des panneaux sandwich possédant une âme en acier ondulé dans la construction des superstructures de navires. Ils ont démontré que le remplacement d'une construction en acier conventionnel par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%. Les structures sandwich sont également utilisées dans la construction des articles de sports et de loisirs, tels que les skis, les kayaks, les planches de surf, les tables de billard, et les raquettes de tennis. Aussi, leur introduction dans le secteur ferroviaire, ou plus généralement les transports, est d'actualité avec la conception et la réalisation d'un premier prototype de TGV à 2 niveaux en composite sandwich [ (CLEON, 1994), (ERGUEZ, 1992)]. Les nouveaux modes de transport demandent des matériaux révolutionnaires. Le matériau sandwich Airex R82 à noyau structural en mousse à rendement élevé a été utilisé dans la construction des cabines du train à sustentation magnétique allemand Transrapid (Figure I-8), capable d'atteindre des vitesses de 550 Km/h.



Figure I-8 : Un concept-train en "panneau sandwich".

De point de vue structurel, plusieurs travaux de recherche dans le domaine des sandwich en mousse à cellules ouvertes ont été réalisés. En effet, un autre défi a été relevé pour une utilisation plus large des composites de type sandwich mousse, axé sur l'influence des endommagements sur le comportement des différentes parties d'une structure en service. Les modèles et les résultats expérimentaux montrent que la résistance mécanique d'une mousse de polymère est énormément dépendante de sa densité. Des expressions, développées par (GIBSON, et al., 1988) et (ASHBY, et al., 1989) prédisent l'effet de la densité de la mousse sur la force de fermeture des pores des mousses, dans le cadre de divers états de contrainte. (DESPHANDE & FLECK, 2001) ont présenté le rendement des surfaces pour

les mousses PVC, sur la base de résistance à la traction et de compression sous des charges axisymétriques. (LOLIVE, 2000) a développé une modélisation pour évaluer le comportement non linéaire des matériaux sandwich à âmes en mousses en poinçonnement et en flexion 3-point en fonction des caractéristiques des constituants. Il montre que des résultats, identiques à la loi de comportement global d'une structure, peuvent être obtenus à partir de différentes hypothèses du comportement local des constituants. Deux années plus tard, (LOLIVE & BERTHELOT, 2002) ont évalué par simulation numérique les mêmes comportements pour les mêmes matériaux. L'analyse prend en compte le comportement fortement non linéaire des mousses PVC et considère le cas des grandes déformations. Les résultats de la simulation sont validés en les comparant aux résultats expérimentaux (flexion) (BEZAZI, et al., 2003), se sont intéressés au comportement et à l'endommagement, des matériaux composites sandwich à peaux stratifiées croisées en fibre de verre/époxy et à âme en mousse avec différentes densités choisies, sollicités en flexion trois points. Ils montrent que les sandwich à âmes les plus denses sont les plus rigides et se comportent mieux à la fatigue. (EL MAHI, et al., 2004), ont étudié le comportement en fatigue (flexion 3 points) des matériaux composites sandwich à âme en mousse expansée et peaux en stratifiés croisés [0/90]<sub>s</sub> à fibre de verre longue. L'approche utilisée, basée sur l'interpolation de simples fonctions empiriques dont les paramètres ont été obtenus à partir des résultats expérimentaux, évalue la dégradation en fatigue des matériaux composites sandwich. Un bon accord entre l'expérience et les résultats de l'analyse a été trouvé. Les analyses d'endommagement, en flexion 3 points des sandwich ont montré l'importance du phénomène de décohésion entre la peau et l'âme au voisinage de l'appui central, entraînant la rupture de l'éprouvette. (ASSARAR & al., 2006) et (CARRIERE, et al., 2007), ont présenté une méthodologie appliquée à l'étude de la rupture des matériaux sandwich soumis à des essais de flexion 3 points, pour différentes longueurs entre appuis. Les résultats sont en bon accord avec l'expérience. Les comportements statiques et à la fatigue dynamique des composites sandwich à âme en nid d'abeilles, (fibres aramide et aluminium), ont fait l'objet d'une investigation en flexion quatre points (BELOUETTAR, et al., 2009). Cette étude a permis de constater que la rigidité n'est pas un bon paramètre pour surveiller la qualité d'une structure. Le sandwich doit relever donc des défis majeurs liés aux différents comportements en statique, dynamique et fatigue de ce type de structures, aux méthodes de simulation, à la détection des endommagements en service, à la conception, à la fabrication, à la réparation et à l'introduction de nouvelles fonctionnalités.

### **III.1.2 Constituants d'une structure en sandwich**

#### *III.1.2.1 Les peaux*

Généralement de faible épaisseur (quelques millimètres), les peaux sont réalisées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Les peaux des sandwich sont généralement constituées de fibres (mat ou tissu) enrobées d'une matrice à base de résine. Il existe plusieurs types de renfort parmi lesquels on trouve :

- Les fibres de verre, qui sont produites à partir du verre en fusion passant à travers des filières de 3 à 25  $\mu\text{m}$  où il est refroidi. Les propriétés de ces fibres dépendent de la nature du verre (pourcentage d'oxydes métalliques) et peu de leur technique de fabrication ;
- Les fibres de Kevlar ou aramide, qui sont produites par polymérisation de polyamides, ayant des modules allant de 60 à 180 GPa et une masse volumique d'environ 1400  $\text{kg}/\text{m}^3$ . Ces fibres ont deux avantages particuliers, elles sont les moins denses et les plus résistantes à l'impact ;
- Les fibres de carbone, qui sont fabriquées à partir d'un précurseur (poly-acrylonitrile) qui est oxydé, carbonisé et graphité selon le type de fibre souhaité. Les fibres de carbone ont des modules qui varient de 150 à 1000 GPa et une masse volumique en général inférieure à 2000  $\text{kg}/\text{m}^3$ . Leur résistance à l'impact est mauvaise, d'autre part elles sont inflammables et conduisent l'électricité.

Le choix de la nature et la séquence des couches dépendront de l'usage auquel est destinée la structure sandwich. Considérées sans rigidité propre en cisaillement, les peaux ont pour but de reprendre les efforts de flexion traduits par des contraintes de traction ou de compression.

#### III.1.2.2 L'âme

Légère, l'âme a en général une très faible résistance à la flexion. Son but est de reprendre les efforts de compression transverse et de cisaillement. Par ailleurs, l'âme doit pouvoir supporter des charges localisées de poinçonnement. Les âmes creuses, en particulier les nids d'abeilles, sont généralement utilisées pour leur masse volumique très faible. Elles ont des performances relativement élevées surtout dans la direction transversale mais ont un coût de fabrication relativement élevé. Les âmes pleines, telle que les mousses ou le balsa, permettent la réalisation des structures sandwich planes ou courbées avec un rapport performance-prix relativement élevé. Parmi les différents types d'âmes qui existent sur le marché on trouve :

- Les mousses : ce sont les plus fréquemment utilisées, elles sont produites à partir de polychlorure de vinyle, polystyrène, polyuréthane ou d'autres polymères synthétiques. Leur masse volumique varie de 25 à 300  $\text{kg}/\text{m}^3$  et leur épaisseur de 3 à 40 mm. L'échantillonnage moyen est de 80  $\text{kg}/\text{m}^3$  de masse volumique et 20 mm d'épaisseur (Figure I-9). Elles sont, pour la plupart, thermo-formables et permettent donc de réaliser des pièces de formes complexes. Leurs propriétés mécaniques sont bonnes et elles adhèrent bien à la résine et absorbent peu d'eau. Néanmoins leur point faible réside dans une faible résistance à l'impact.

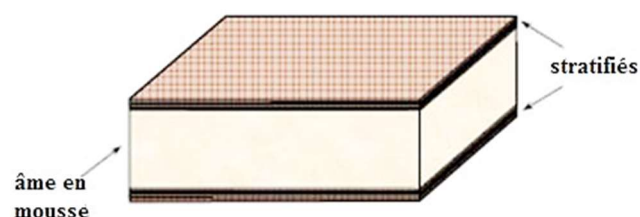


Figure I-9 : Eléments constitutifs d'un sandwich à âme pleine (mousse).

- Le bois : il est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression notamment pour les supports d'accastillage. Le balsa est la variété la plus courante car c'est la plus légère : 100 kg/m<sup>3</sup> de masse volumique. Le bois est le matériau le moins cher, mais il est le plus poreux. Il est placé « bois debout » (fibres du bois verticales) de façon à proposer une résistance maximale en compression.

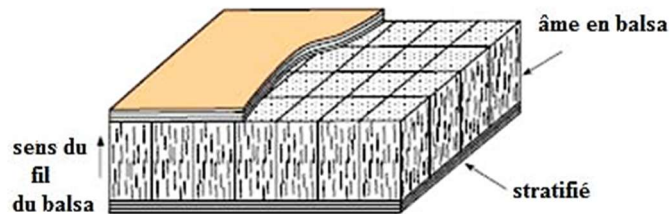


Figure I-10 : Eléments constitutifs d'un sandwich à âme pleine (bois).

- Le nid d'abeilles : c'est une structure hexagonale qui peut être réalisée en divers matériaux comme le papier, l'aluminium ou même en plastique polypropylène (PP). Ses caractéristiques mécaniques dépendent du matériau et de la taille des cellules. Sa masse volumique varie de 15 à 100 kg/m<sup>3</sup> et son épaisseur de 3 à 50 mm. On peut le courber modérément mais les cellules se déforment et changent alors les propriétés mécaniques de l'ensemble selon leur orientation. Il existe néanmoins des structures en nid d'abeille drapables qui sont fabriquées sous forme de petits blocs, ce qui facilite leur mise en forme. Le collage peut aussi être un problème car il se réalise sur la tranche de la structure. La surface de collage est donc assez faible et la colle risque de s'écouler dans les alvéoles. Il faut alors positionner un film à l'interface. Les propriétés de ce type d'âme sont relativement correctes, mais son prix est élevé. Les variétés les plus courantes sont le Nomex et le Korex qui est fabriquée à partir de Kevlar.

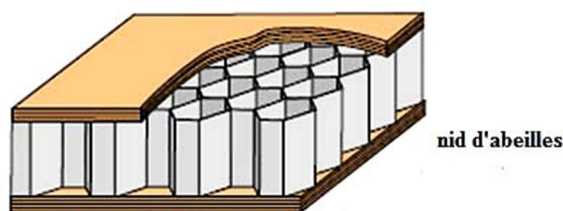


Figure I-11 : Eléments constitutifs d'un sandwich à âme creuse (nid d'abeille).

### III.1.2.3 L'interface

L'assemblage de la structure sandwich peut être réalisé par collage, soudage ou brasage selon la nature des différents éléments. L'adhésif est un composant essentiel intervenant dans la fabrication d'un sandwich. Il permet un bon assemblage de la structure et la transmission des charges. Sa principale caractéristique mécanique est la résistance au cisaillement. Dans le cas de peaux en composites, l'insertion de cette troisième phase peut être évitée par l'utilisation d'une résine auto adhésive. Les adhésifs sont généralement des résines. Il existe différents types de résines :

- Les résines à base de polyester : elles sont surtout employées pour les stratifiés composites avec de la fibre de verre pour réaliser par coulée des objets opaques ou transparents. Elles sont constituées par de longues chaînes de monomères comprenant des groupes esters et des sites réactifs au carbone. L'inconvénient du polyester est la présence des groupements esters qui peuvent réagir avec les différents agents chimiques et ainsi rompre les réseaux constitués ;
- Les résines à base de vinylester : le terme vinylester désigne le plus souvent le produit de la dissolution du vinylester dans un solvant co-polymérisable, le plus utilisé étant le styrène. Les résines vinylester se rapprochent des résines polyesters par leur mode de polymérisation et leurs applications (qui sont aussi celles des résines époxydes). C'est pourquoi, la nouvelle appellation des résines Dow (premier producteur mondial) est à présent résines époxy vinylesters afin de bien accentuer les similitudes entre les familles des résines époxydes et vinylesters ;
- Les résines époxydes : Les résines époxydes possèdent de bonnes caractéristiques mécaniques. Le terme époxyde désigne une grande variété de pré-polymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques qui, après polycondensation avec un durcisseur, conduisant à des produits thermo-durcis dont les principales applications concernent le collage et les matériaux composites (matrice époxyde avec un renfort en fibres de verre ou de carbone). Il s'agit de produits performants qui entrent dans un très grand nombre d'applications, dont certaines sont d'un niveau technique incontestablement élevé :
  - ✓ Industrie aéronautique et automobile (collages de structures et de panneaux) ;
  - ✓ Électronique (enrobage de condensateurs, confection de circuits imprimés, etc) ;
  - ✓ Sport (ski, raquettes, arcs et flèches de compétition, cadres de vélos en carbone, roues lenticulaires...);
  - ✓ Outillages (modèles à reproduire, maîtres modèles, boîtes à noyaux, etc) ;
  - ✓ Stratifiés et composites (nids d'abeilles, structures triangulaires, arbres de transmission, carrosseries de voitures de sport...);
  - ✓ Revêtements résistants aux agents chimiques, réparation de fissures de barrages, etc.

#### III.1.2.4 Caractéristique géométrique des sandwich

Du fait de la fabrication des sandwich, les propriétés mécaniques sont adaptées en faisant varier la nature des peaux (identiques ou non), de l'âme et de l'épaisseur de chacune des phases. En règle générale, les peaux ont la même épaisseur  $e_p$  et le rapport  $e_p/e_a$  ( $e_a$  étant l'épaisseur de l'âme) est compris entre 0,01 et 0,1 (Figure I-12). Les indices «  $p$  » et «  $a$  » se rapportant respectivement aux peaux et à l'âme. Lorsque les peaux sont d'épaisseur ou de nature différente, les indices complémentaires 1 et 2 sont utilisés pour les différencier (AFNOR NF T54-601, 1983). Pour les structures orthotropes (cas le plus fréquent), il y a lieu de distinguer les caractéristiques suivant les deux axes de symétrie, par exemple en attribuant les indices complémentaires « *longi* » et « *trans* ».

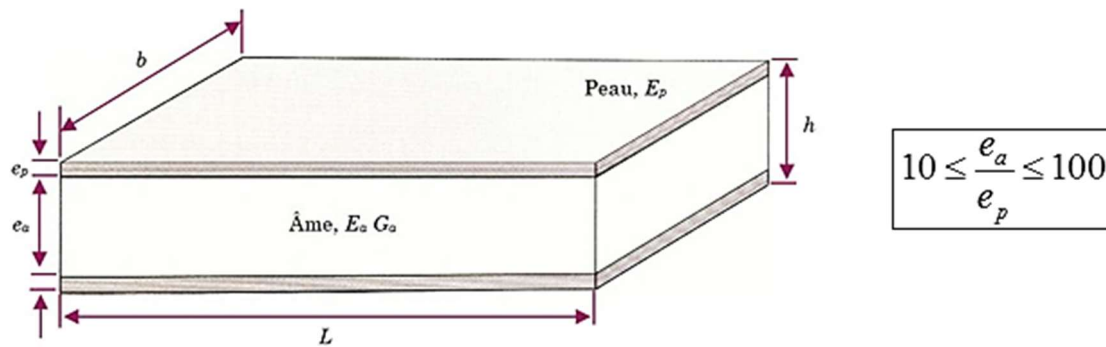


Figure I-12 : Schéma représentatif paramétré d'une structure sandwich.

Avec comme notations :

- $h$  Epaisseur totale de la structure sandwich (en mm)
- $e_p$  Epaisseur d'une peau (en mm)
- $e_a$  Epaisseur de l'âme (en mm)
- $b$  Largeur de l'éprouvette (en mm)
- $E_p$  Module d'Young d'une peau (en MPa)
- $E_a$  Module d'Young de l'âme (en MPa)
- $G_a$  Module de Coulomb de l'âme (en MPa)
- $\nu_p$  Coefficient de Poisson des peaux
- $D$  Rigidité en flexion de la structure sandwich (en N.mm<sup>2</sup>)
- $N$  Rigidité en cisaillement (en N)
- $\sigma$  Contraintes normales (en MPa)
- $\tau$  Contraintes de cisaillement (en MPa)

Etant donné que la structure sandwich est utilisée le plus souvent pour sa légèreté, une caractéristique importante est la masse surfacique :

$$m_s = 2e_p\rho_p + (h - 2e_p)\rho_a \quad (1.9)$$

Avec :  $\rho_p$  et  $\rho_a$  respectivement les masses volumiques des matériaux constitutifs des peaux et de l'âme.

D'après (ALLEN, 1969), les sandwich sont classés en trois catégories selon la valeur du rapport  $d_a/e_p$  avec  $d_a$  la distance entre les axes neutres des peaux du sandwich :

- Pour un rapport  $d_a/e_p$  inférieur à 5,77, le sandwich est dit à peaux épaisses ;
- Pour un rapport  $d_a/e_p$  compris entre 5,77 et 100, le sandwich est dit à peaux fines ;
- Pour un rapport  $d_a/e_p$  supérieur à 100, le sandwich est dit à peaux très fines.

Ces bornes sont définies par rapport à la contribution de chaque constituant vis-à-vis des rigidités globales en flexion et en cisaillement de la structure sandwich.



### III.1.3 Intérêt des structures composites en sandwich

Dans le but d'augmenter l'intérêt de leur utilisation, il est important de développer des moyens permettant d'optimiser la réalisation de structures sandwich pour :

- 1) déterminer la masse minimale pour une géométrie de structure donnée, en fonction du chargement et du système pour lequel le matériau est conçu ;
- 2) comparer rationnellement une structure sandwich avec d'autres structures ;
- 3) comparer rationnellement la meilleure structure sandwich avec des configurations structurelles alternatives (monocoques, renforcées par des nervures, etc.) ;
- 4) choisir les meilleurs matériaux constituant les peaux et l'âme pour minimiser la masse de la structure ;
- 5) sélectionner la meilleure séquence d'empilement pour les peaux composées de matériaux composites stratifiés ;
- 6) comparer rationnellement la masse de construction optimum à la masse requise par le cahier des charges, c'est à dire la pénalité de masse due à des restrictions de coût, de méthode de fabrication, de disponibilité de matériau, etc.

Tout d'abord, il est intéressant de comparer certains paramètres structurels de construction en sandwich avec ceux de construction monocoque de même masse approximative. Généralement, l'âme constitue un très faible pourcentage de la masse totale du sandwich. Donc comme expliqué au début de ce chapitre, l'analogie entre une structure sandwich et un profilé en I peut être établie (Figure I-6). L'intérêt du composite sandwich est double : il permet une augmentation de la rigidité de la structure sans pour autant augmenter de façon significative la masse (Figure I-13). Par exemple, une structure sandwich d'épaisseur  $4e$  est 37 fois plus rigide que celle d'épaisseur  $e$ , pour seulement une augmentation de 6% de sa masse.




			
Rigidité relative	1.0	7.0	37.0
Résistance relative	1.0	3.5	9.2
Masse relative	1.0	1.03	1.06

Figure I-13 : Effet de l'épaisseur d'une âme sandwich sur la rigidité en flexion.

Un autre grand intérêt de la construction composite est le fait de pouvoir fabriquer des poutres de grande raideur, c'est-à-dire peu fléchissant sous la charge, en utilisant des sandwich multicouches. L'utilisation des matériaux composites permet des gains de masse variant de 10 à 50% sur le même composant en alliage métallique conventionnel, avec un coût inférieur de 10 à 20% (GIBSON, et al., 1988).

Dans la Figure I-14 (VINSON, 1999), la structure sandwich possède deux peaux identiques d'épaisseur  $e_p$  et une âme intérieure d'épaisseur  $e_a$ . La structure monocoque sur la droite est une structure en tôle plate d'épaisseur  $2e_p$ , donc environ le même poids que la construction en sandwich utilisant le même matériau pour les peaux.

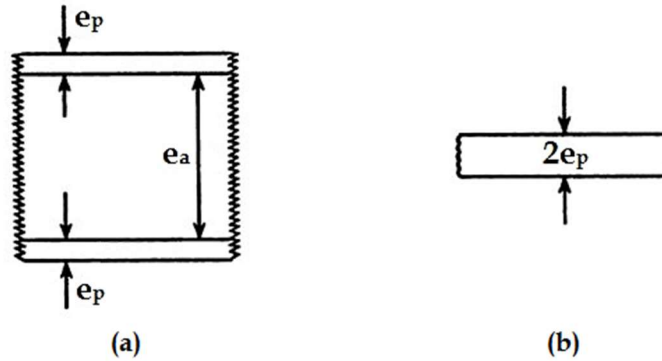


Figure I-14 : Coupe transversale de structures en composite sandwich (a) et monocoque (b).

Pour des peaux constituées d'un matériau isotrope avec un module d'élasticité  $E_p$ , la rigidité par unité de largeur  $K$ , concernant le sandwich et la structure monocoque, est :

$$K = 2E_p e_p / (1 - \nu_p^2) \quad (1.10)$$

Ainsi, pour les charges de traction et de compression dans le plan (jusqu'au flambage), les deux types de structures ont la même rigidité dans le plan. Cependant, il existe une différence marquée dans la rigidité en flexion par unité de largeur,  $D$ . Pour la structure en monocoque (Figure I-14-b), la rigidité en flexion s'écrit :

$$D_{mon} = \frac{E_p (2e_p)^3}{12(1 - \nu_p^2)} = \frac{2E_p e_p^3}{3(1 - \nu_p^2)} \quad (1.11)$$

Tandis que la rigidité en flexion concernant l'âme isotrope de structure sandwich est donnée par :

$$D_{sand} = \frac{2E_p e_p \left(\frac{e_a}{2}\right)^2}{(1 - \nu_p^2)} = \frac{E_p e_p e_a^2}{2(1 - \nu_p^2)} \quad (1.12)$$

Où il est supposé que  $e_p/e_a \ll 1$ .

A partir de ce qui précède, on voit que le rapport de la rigidité en flexion de l'âme sandwich relativement à celle de la construction monocoque, possédant environ la même masse et le même matériau des peaux, est :

$$\frac{D_{sand}}{D_{mon}} = \frac{3}{4} \left(\frac{e_a}{e_p}\right)^2 \quad (1.13)$$

Par exemple, si  $e_p/e_a = 1/20$ , alors la rigidité en flexion de la structure en sandwich est 300 fois la rigidité en flexion de la structure monocoque. En conséquence, l'utilisation de la construction en sandwich, par rapport à la construction monocoque employant les mêmes

matériaux, aboutit à des déformations latérales beaucoup plus faibles, à des charges de flambement globales beaucoup plus élevées et à des fréquences naturelles de vibration en flexion beaucoup plus élevées que la construction monocoque possédant à peu près la même masse. Cependant, la face supérieure qui subit principalement de la compression doit être testée pour éviter le flambement localisé de la peau (« wrinkling » ou « dimpling »), un mode d'endommagement qui est détaillé dans les sections suivantes.

Maintenant, en se focalisant sur la comparaison des contraintes, on considère un même chargement  $N$  par unité de largeur appliqué dans le plan sur une structure en sandwich, et sur un stratifié monolithique. On note aussi  $M$  le moment de flexion par unité de largeur. Concernant les charges dans le plan dans chaque cas, la contrainte résultante dans le plan de la face supérieure  $\sigma_p$  est donnée par :

$$\sigma_p = \frac{N}{2e_p} \quad (1.14)$$

Ainsi, aucune construction n'offre d'avantages sur l'autre en ce qui concerne les charges structurelles dans le plan. Cependant, pour un moment de flexion  $M$  donnée, la construction monolithique donne des contraintes maximales à la surface supérieure et inférieure de :

$$\sigma_{mon} = \pm \frac{6M}{(2e_p)^2} = \pm \frac{3M}{2e_p^2} \quad (1.15)$$

Alors que pour une peau sandwich, l'expression de la contrainte devient :

$$\sigma_{sand} = \pm \frac{M}{e_p e_a} \quad (1.16)$$

Par conséquent, le rapport de la contrainte en flexion dans la peau sandwich relativement à la contrainte maximale dans une structure monocoque, possédant environ la même masse, s'écrit :

$$\frac{\sigma_{sand}}{\sigma_{mon}} = \frac{2e_p}{3e_a} \quad (1.17)$$

Par conséquent, pour l'exemple d'un sandwich dans lequel  $e_p/e_a = 1/20$ , la contrainte en flexion dans une structure sandwich représente 1/30 de celle d'une construction monolithique possédant environ la même masse.

## III.2 Etude expérimentale du comportement mécanique

En général, afin de choisir la structure optimale dans une application donnée, il est essentiel de comprendre l'influence des différents paramètres (matériaux et dimensions) sur les propriétés en service de cette structure, mais aussi sur ses divers mécanismes d'endommagements (PILATO, 2011). Plus spécifiquement, les composites sandwich ont plusieurs modes de défaillance possibles tels que la rupture en traction/compression, le décollement de la liaison peau/âme, endommagement de l'âme, indentation et flambement de la structure globale (DANIEL, et al., 2002). Parmi ceux-ci, le mode de rupture le plus

dominant est l'instabilité locale au sein des peaux qui entraîne soit un décollement, soit un flambement vis-à-vis de l'âme. Ce type d'endommagements dans les structures sandwich est un problème grave entraînant la dégradation de ses propriétés structurelles. Cette section décrit donc un certain nombre d'essais mécaniques qui caractérisent ces structures sandwich ainsi que les moyens expérimentaux qui permettent d'identifier les endommagements en temps réel (CASTAING, 2010).

### III.2.1 Essais de traction / compression

#### III.2.1.1 Essais de traction perpendiculaire (sens transversal)

Dans un panneau sandwich, l'intégrité de la liaison peaux-âmes est nécessaire pour maintenir la stabilité de ses constituants et permettre ainsi le transfert de charges entre les peaux et l'âme. Cette méthode d'essai de traction perpendiculaire peut être utilisée pour fournir des informations sur la solidité et la qualité de cette liaison. Elle peut également être utilisée pour produire des données de résistance à la traction transversale pour le matériau d'âme afin d'améliorer les propriétés de conception structurelles et les spécifications des matériaux utilisés. La rupture de la structure en raison du décollement à l'interface peaux-âmes a été étudié par plusieurs auteurs. Certaines de ces études ont porté sur l'effet du décollement sur les propriétés structurelles du composite sandwich [ (AVERY, et al., 2000), (MAHFUZ, et al., 2005), (BURLAYENKO, et al., 2010)]. D'autres études ont traité l'effet de formation des couches de l'adhésif sur le décollement inter-facial. [ (DANIEL, et al., 2002), (SAHA, et al., 2008)]. (GROVE, et al., 2006) ont montré qu'une énergie de décollement plus élevée peut être obtenue avec des formes de résine autoadhésive plus larges et régulières entre les parois des cellules en nid d'abeille et la peau. (HAYES, et al., 1998) ont montré que, outre la taille, la qualité de cette résine autoadhésive joue également un rôle et influe énormément sur la résistance à la traction des structures étudiées. Dans l'ensemble, les auteurs ont observé que la performance mécanique des structures sandwich dépend de la qualité de la liaison adhésive âme-peaux. Aussi, cet essai est utilisé également pour produire des données de résistance à la traction transversale pour le matériau de l'âme constituante. En effet, (TUWAIR, et al., 2015) ont montré que la densité de l'âme constituante influe sur le comportement à l'arrachement des sandwich étudiés. Un bon compromis entre les propriétés mécaniques de l'âme, des peaux et de la liaison entre eux, permet à la structure sandwich une bonne tenue en service.

Généralement, l'essai de traction perpendiculaire est réalisé sur une machine de traction équipée d'un dispositif conçu pour faire office de sollicitation d'arrachement. En se basant sur la littérature, le but ultime de ce test est la détermination des propriétés transverses de la liaison entre peaux et âme dans une structure sandwich donnée. D'après (YALKIN, et al., 2016), les principaux facteurs qui influent sur la résistance à l'arrachement d'une structure sandwich, et qui doivent donc être pris en compte dans les analyses de l'endommagement, comprennent les éléments suivants: constitution des peaux, type de matériau d'âme utilisé, type d'adhésion, méthode de fabrication des éprouvettes, séquence d'empilement des peaux et leur épaisseur globale, géométrie de l'âme et sa densité relative, épaisseur de la liaison

âme-peaux, géométrie de l'échantillon, conditions de préparation de l'éprouvette, environnement de l'essai, alignement de l'échantillon, procédure de chargement, vitesse de test, taux de porosité dans les peaux, âme ainsi que la liaison entre eux.

Comme illustré sur la Figure I-15-a, cet essai consiste à soumettre une éprouvette plane, découpée suivant la norme (ASTM C297, 2004), à un effort de traction normal aux peaux du sandwich. Ce chargement est transmis à l'éprouvette par l'intermédiaire d'un dispositif d'attache constitué par des blocs épais, indéformables et collés sur les faces extérieures des peaux constituants. Le système d'attache doit s'auto-aligner et ne doit pas appliquer à l'éprouvette des forces excentrées par rapport à l'axe de traction. Comme exemple, un type de montage donnant satisfaction est présenté sur la Figure I-15-b. Ensuite, il faut imposer une sollicitation mécanique sur une éprouvette et enregistrer en parallèle les évolutions des efforts et des déformations de l'éprouvette jusqu'à rupture. Il faut noter que cette rupture résultante peut se situer en n'importe quel point de la structure à l'intérieur de l'âme, dans le plan de la liaison entre âme et peaux, dans l'une des peaux, etc.

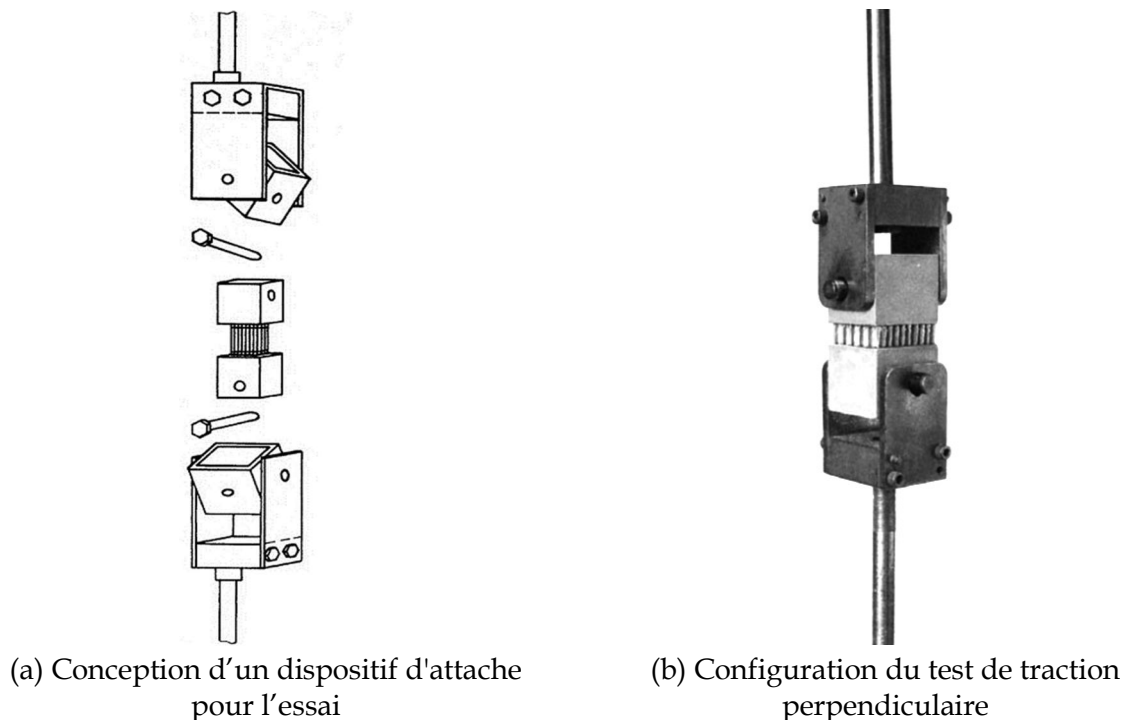


Figure I-15 : Principe d'essai de traction perpendiculaire sur une éprouvette sandwich.

La résistance à la traction perpendiculaire peut être estimée comme suit (ASTM C297, 2004) :

$$\sigma_{tp} = \frac{P}{A} \quad (1.18)$$

Où  $\sigma_{tp}$ : Résistance à la traction de l'âme [MPa],  $P$ : Charge de rupture [N] et  $A$ : Aire de la section droite [mm<sup>2</sup>].

Par conséquent, le module de traction de l'âme constituante peut être obtenue grâce à la mesure du déplacement relatif de la partie mobile du dispositif d'essai et de la force mesurée par la machine en utilisant l'expression suivante (ASTM C297, 2004) :

$$E_{tp} = \frac{S \times e_a}{A} \quad (1.19)$$

Où  $E_{tp}$  : Module de traction de l'âme [MPa],  $S = (\Delta P / \Delta u)$  pente de la partie initiale linéaire de la courbe force  $P$  – déplacement  $u$  [N/mm] et  $e_a$  : épaisseur de l'âme [mm].

### III.2.1.2 Essai de compression perpendiculaire (sens transversal)

En ce qui concerne l'essai de compression perpendiculaire, on cherche principalement les propriétés mécaniques transverses en compression de l'âme constituante au sein d'une structure sandwich. Les peaux sont relativement rigides par rapport à l'âme, ce qui donne à la structure globale une certaine stabilité lors de l'essai de caractérisation. En complément de cette étude expérimentale, plusieurs travaux de recherche ont porté aussi sur l'étude numérique de la présence de résine au sein des matériaux en mousse (YU-TI, et al., 2011). De telles études numériques ont démontré leur efficacité et leur fiabilité dans le passé dans des simulations de compression transversales sur des structures sandwich avec des âmes cellulaires (HEIMBS, et al., 2007). Afin d'être en mesure d'évaluer les performances en compression perpendiculaire d'un matériau d'âme sandwich, il est nécessaire de connaître leurs propriétés mécaniques linéaires et non linéaires, en particulier pour ce type de sollicitation (CORIGLIANO, et al., 2000). (JOHN, et al., 2008) ont montré que les forces de compression perpendiculaire et longitudinale ainsi que la valeur du module correspondants augmentent avec le taux de résine présent dans l'âme et ne sont pas très affectés par la présence de vides. D'autre part, et en se basant sur les travaux de (NOROUZI, et al., 2015), l'étude des courbes force-déformation, obtenues à partir de tests de compression, a montré une résistance mécanique optimale avec une masse très légère concernant les sandwich étudiés. D'après la Figure I-16, la comparaison entre les résultats expérimentaux (a) et numériques (b) a révélé qu'il y a un bon accord entre ces résultats, ce qui implique que la simulation par éléments finis peut être utilisée au lieu de procédures expérimentales relativement longues afin d'étudier l'effet des différents paramètres sur les propriétés mécaniques élastiques des composites sandwich étudiés. Cela nécessitera à minima la connaissance des propriétés des constituants du matériau : peaux, âme et colle.

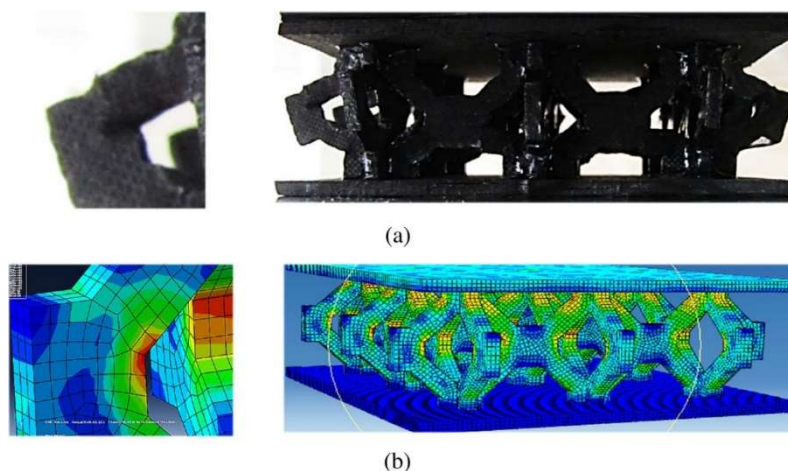
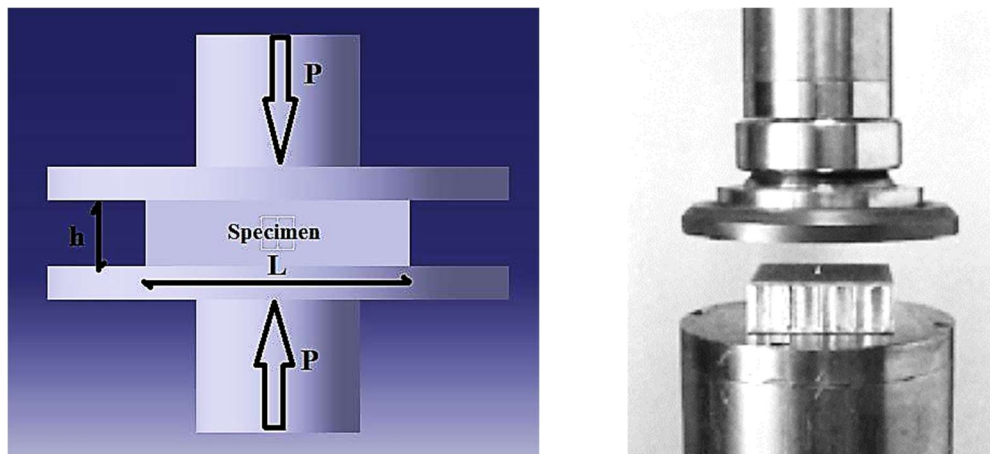


Figure I-16 : Comportement mécanique d'un nouveau type de matériau sandwich sous un chargement en compression perpendiculaire (NOROUZI, et al., 2015).

En se basant sur la norme (ASTM C365, 2003), la Figure I-17 montre bien que la force de compression est transmise au sandwich à l'aide de plateaux de chargement (MANOJ, et al., 2016).



(a) Conception du dispositif

(b) Configuration du test

Figure I-17 : Illustration de l'essai de compression perpendiculaire.

Le principe du test étant simple (Figure I-17), il consiste à générer un chargement de compression réparti sur la peau supérieure d'une éprouvette en forme de parallélépipède rectangle. Le but est de provoquer une déformation croissante à une vitesse constante relativement faible afin de pouvoir suivre correctement l'endommagement du cœur de la structure. En effet, l'éprouvette étant placée dans le dispositif d'essai, le plateau supérieur se déplace et permet d'appliquer ainsi une certaine force sur l'échantillon. La compression de celui-ci est matérialisée par la diminution de son épaisseur initiale. Une machine de traction permet de mesurer la force et la déformation correspondante de l'éprouvette grâce à un système de capteurs installé à l'intérieur de la machine. On peut aussi marquer deux repères sur l'échantillon (à savoir des marqueurs), enregistrer par la suite leur déplacement par une caméra vidéo et en déduire finalement la déformation correspondante. Parallèlement, un capteur LVDT peut être monté sur le dispositif pour mesurer le déplacement du plateau supérieur et en déduire la déformation en compression. Cela permet d'avoir deux séries de mesures pour s'assurer de la convergence des résultats d'essais.

La résistance à la compression perpendiculaire peut être estimée comme suit (ASTM C365, 2003) :

$$\sigma_{cp} = \frac{P}{A} \quad (1.20)$$

Où  $\sigma_{cp}$  : Résistance à la compression de l'âme [MPa],  $P$  : Charge maximale [N] et  $A$  : Aire de la section droite [mm<sup>2</sup>].

Aussi, le module de compression de l'âme constituante peut être obtenue grâce à la mesure du déplacement du plateau mobile et de la force mesurée par la machine en utilisant l'expression suivante (ASTM C365, 2003) :

$$E_{cp} = \frac{S \times e_a}{A} \quad (1.21)$$

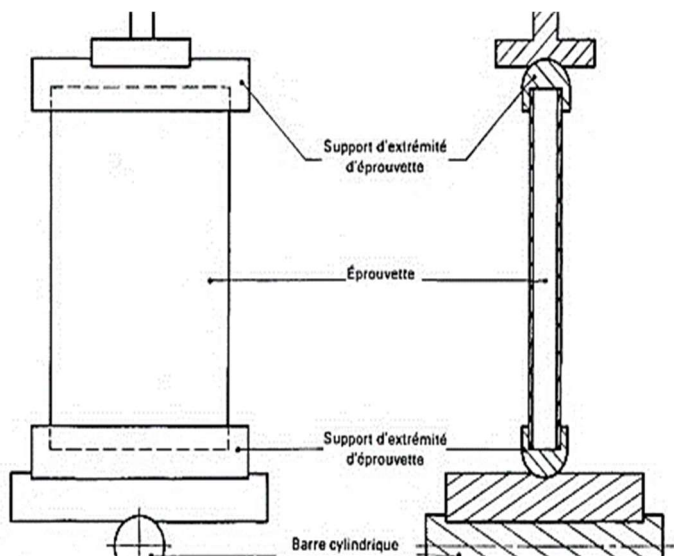
Où  $E_{cp}$  : Module de compression de l'âme [MPa],  $S = (\Delta P / \Delta u)$  pente de la partie initiale linéaire de la courbe force  $P$  - déplacement  $u$  [N/mm] et  $e_a$  : épaisseur de l'âme [mm].

### III.2.1.3 Essai de compression longitudinale sans ou avec flambage

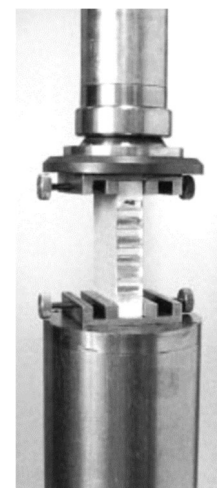
Dans la continuité de la section précédente qui traite le comportement des sandwich en compression transversale, il est possible aussi de faire un autre type de test de compression mais dans une direction parallèle aux peaux d'une éprouvette sandwich. Le but étant de déterminer les propriétés mécaniques du spécimen en compression longitudinale pour les prendre en compte dans la conception de la structure voulue. D'après (HOU, et al., 2014), l'épaisseur des peaux constituantes jouent un rôle important pour les sandwich sollicités principalement dans une direction parallèle à leur plan, tout comme la résistance de l'interface entre âme-peaux qui constitue la partie la plus sensible d'un sandwich.

Concernant l'essai, la mesure de la déformation et de la contrainte maximale se font dans la direction longitudinale de l'éprouvette, comme illustré dans la Figure I-18 (ASTM C364, 2004). Les caractéristiques en compression longitudinale sur des éprouvettes courtes fournissent une base d'appréciation de la capacité des structures sandwich à transmettre des efforts. Selon la longueur de l'éprouvette, deux caractéristiques distinctes peuvent être appréciées suivant le mode opératoire décrit dans la norme (ASTM C364, 2004) :

- Longueur hors encastrement jusqu'à 2 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich : compression pure ;
- Longueur comprise entre 10 à 12 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich : flambage.



(a) Conception de dispositif de montage pour l'essai



(b) Configuration du test de compression longitudinale

Figure I-18 : Principe d'essai de compression longitudinale sur une éprouvette sandwich.



Puisque ce test de compression longitudinale a le même principe que celui de compression perpendiculaire mais dans une direction différente lors de l'essai, il est possible de déterminer la résistance à la compression longitudinale comme suit (ASTM C364, 2004) :

$$\sigma_{cl} = \frac{P}{A} \quad (1.22)$$

Où  $\sigma_{cl}$  : Résistance à la compression des peaux [MPa],  $P$  : Charge maximale [N] et  $A$  : Aire de la section droite [mm<sup>2</sup>].

De plus, le module de compression correspondant est obtenu par (ASTM C364, 2004) :

$$E_{cl} = \frac{S \times b}{A} \quad (1.23)$$

Où  $E_{cl}$  : Module de compression des peaux [MPa],  $S = (\Delta P / \Delta u)$  pente de la partie initiale linéaire de la courbe force  $P$  - déplacement  $u$  [N/mm] et  $b$  : largeur de l'éprouvette [mm].

### III.2.2 Essais de flexion trois et quatre points

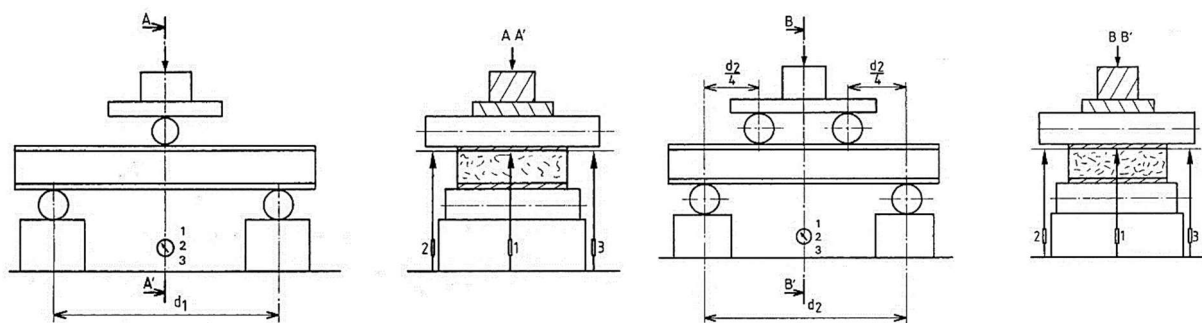
Cette revue traitera le comportement en flexion de matériaux sandwich. Lors du chargement en flexion les matériaux sandwich peuvent produire une décohésion (décollement) entre la peau et l'âme ce qui constituera l'un des principaux modes d'endommagement observé. Celui-ci peut aussi survenir suite : i) à des imperfections induites dans le processus de fabrication, ii) au dégazage de l'âme en mousse sous l'exposition directe du soleil, iii) à des charges externes au cours de la vie de la pièce comme l'impact et iv) à la capacité d'absorption d'eau des âmes cellulaires. La présence de cette décohésion affecte le comportement local et global en statique et en dynamique du matériau sandwich. En outre, lors de l'utilisation du matériau sandwich en présence de la décohésion, celle-ci peut se propager et provoquer de nouveaux modes d'endommagement tels que le flambement localisé de la peau, le délaminage de la peau, la fissuration en cisaillement de l'âme, etc. Ces modes d'endommagement peuvent interagir entre eux et aboutir à une défaillance prématurée de la structure en matériau sandwich.

Dans cette section, et pour évaluer théoriquement et expérimentalement la réponse en flexion d'une structure sandwich, il faut exprimer les propriétés caractéristiques de la rigidité de cette structure en fonction des propriétés des matériaux des peaux et de l'âme. Deux catégories de propriétés sont utilisées selon le contexte : les propriétés équivalentes du matériau ou les propriétés macroscopiques de l'éprouvette. Ils sont substituables et facilement déduits les uns des autres en considérant l'épaisseur de la structure. Les propriétés équivalentes du matériau permettent plus facilement la comparaison et la sélection des matériaux. Les propriétés à l'échelle de l'échantillon conviennent mieux aux calculs structurels.

#### III.2.2.1 Evaluation expérimentale et analytique du comportement en flexion

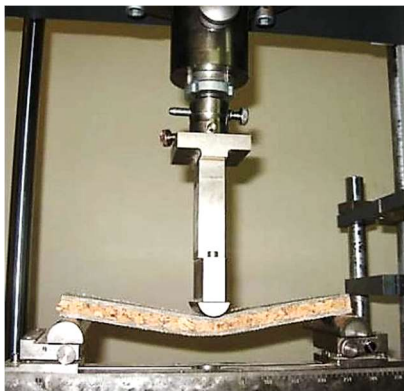
Généralement, l'essai de flexion consiste à soumettre une éprouvette prélevée dans la structure sandwich placée à plat sur deux appuis de forme déterminée (qui sont libres en

rotation pour provoquer une rupture par cisaillement inter-laminaire) à un effort de flexion appliqué soit en son milieu (Figure I-19-a-b, flexion trois points), soit en deux points placés symétriquement par rapport à son milieu et distants l'un de l'autre de la moitié de la distance entre appuis (Figure I-19-c-d, flexion quatre points) (ASTM D7250, 2012). Les flèches sont mesurées en fonction des efforts appliqués, par un capteur de déplacement de la machine de traction ; on suppose qu'elles sont les mêmes que la flèche de l'axe neutre. Des vérifications doivent être réalisées avant la campagne d'essais. Comme montré dans les exemples de la Figure I-19, le test est effectué sur une machine équipée d'un dispositif spécialement conçu pour faire office de sollicitation en flexion. Ce dispositif comprend un guide inférieur fixe sur lequel sont montés les deux appuis. Il comprend aussi un guide supérieur mobile sur lequel est monté, soit un support central pour la flexion 3 points, soit deux supports pour la flexion 4 points (ASTM C393, 2006). La longueur et la largeur de l'éprouvette, la distance entre les appuis et les diamètres du cylindre central et des appuis sont définis en fonction de l'épaisseur  $h$  de l'éprouvette. Ces essais sont normalisés et sont couramment utilisés à cause de leur simplicité de mise en œuvre. Ils permettent de déterminer certaines propriétés mécaniques telles que les caractéristiques élastiques des peaux en flexion 3 points et de l'âme en flexion 4 points avec une bonne fiabilité.

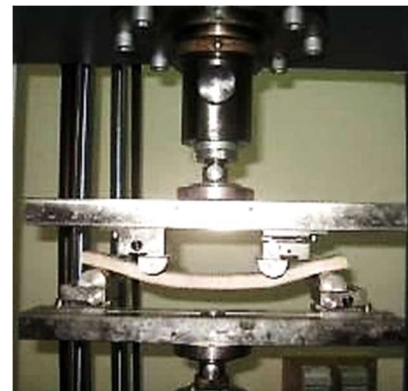


(a) Schéma de principe d'une flexion en trois points

(c) Schéma de principe d'une flexion en quatre points



(b) Exemple d'essai réel de flexion 3 points



(d) Exemple d'essai réel de flexion 4 points

Figure I-19 : Illustration des essais de flexion 3 et 4 points sur des éprouvettes sandwich.

Analytiquement, d'après la norme (AFNOR NF T54-606, 1983) qui concerne l'essai en flexion trois points, le rapport de la flèche  $W_1$  par rapport à une charge appliquée  $P_1$ , en fonction de la distance entre appuis  $d_1$  est donné par :

$$\frac{W_1}{P_1} = \frac{d_1^3}{48D} + \frac{d_1}{4N} \quad (1.24)$$

Où  $D$  [N.mm<sup>2</sup>] et  $N$  [N] représentent respectivement la rigidité en flexion et la rigidité transversale en cisaillement de l'éprouvette. Dans le cas de l'essai de flexion quatre points, la charge  $P_2$  étant appliquée en deux points distants de  $d_2/2$ , l'équation devient :

$$\frac{W_2}{P_2} = \frac{11d_2^3}{768D} + \frac{d_2}{8N} \quad (1.25)$$

Pour déterminer les rigidités équivalentes de flexion et de cisaillement des poutres sandwich, une première méthode consiste à tracer l'évolution du rapport  $W / (P \times d)$  en fonction du carré de la distance entre appuis, pour chaque type d'essai. Il est alors possible de déterminer  $D$  [N.mm<sup>2</sup>] et  $N$  [N] à partir des pentes des droites et des ordonnées à l'origine (BERTHELOT, 2012).

Une deuxième méthode consiste à calculer expérimentalement ces rigidités selon la norme (ASTM D7250, 2012). Dans ce cas, les résultats des essais de flexion trois et quatre points sont utilisés simultanément pour résoudre le système d'équations formé par les deux formules (1.26) et (1.27). Ainsi, les rigidités équivalentes sont données ci-dessous :

La rigidité en flexion de la structure sandwich [N.mm<sup>2</sup>] (ASTM D7250, 2012):

$$D = \frac{P_1 d_1^3 (1 - 23d_2^2 / 18d_1^2)}{48W_1 (1 - 3P_1 d_1 W_2 / 2P_2 d_2 W_1)} \quad (1.26)$$

La rigidité transversale en cisaillement de la structure sandwich [N] (ASTM D7250, 2012) :

$$N = \frac{P_1 d_1 (18d_1^2 / 23d_2^2 - 1)}{4W_1 (27P_1 d_1^3 W_2 / 23P_2 d_2^3 W_1) - 1} \quad (1.27)$$

Le module de cisaillement de l'âme [MPa] peut être déduit par (ASTM D7250, 2012) :

$$G = \frac{N(h - 2e_p)}{(h - 2e_p)^2 b} \quad (1.28)$$

D'autre part, et comme expliqué au début de cette partie, la théorie des plaques sandwich permet de relier les caractéristiques des constituants à la rigidité en flexion. Selon (LHUISSIER, et al., 2012), nous pouvons donc déterminer les rigidités  $D$  et  $N$  concernant les structures sandwich planes, tandis que le module de cisaillement  $G_a$  est donné par les fiches techniques des âmes étudiées. Analytiquement la rigidité transversale en cisaillement s'écrit :

$$N = \frac{bh^2 G_a}{e_a} \approx bhG_a \quad (1.29)$$

La théorie du cisaillement du premier ordre a été utilisée pour prédire la réponse en flexion des structures sandwich en supposant que : i) la réponse est linéaire élastique pour tous les

constituants et ii) il existe une adhésion supposé parfaite entre les peaux et l'âme de la structure. En utilisant les propriétés élastiques mesurées de chaque matériau testé, le mode d'endommagement pourrait être prédit de la manière suivante, en se basant sur les travaux de (ALLEN, 1969), (GIBSON, 2007), (RUSSO, et al., 2007) et (MOSTAFA, et al., 2015) : rupture par compression/traction de la peau, rupture par cisaillement de l'âme et rupture par compression/traction de l'âme.

La rupture (traction/compression) dans le plan de la peau se produit lorsque la charge appliquée atteint la résistance ultime du matériau de la peau (DANIEL, et al., 2000). Selon le sens de la flexion, on s'attend généralement à ce que la défaillance des structures sandwich se produise en raison d'une rupture en compression de la peau supérieure puisque les peaux ont une résistance à la traction relativement élevée. La rupture de l'échantillon sandwich due à une défaillance en compression de la peau est calculée en égalant les moments à l'intérieur de la structure au moment de flexion externe appliqué. Cela donne la relation suivante (SALOMI, et al., 2013):

$$\sigma_p = \frac{Mh}{2EI} E_p \quad (1.30)$$

Où  $\sigma_p$  [MPa] est la résistance à la flexion,  $M$  est le moment autour de l'axe neutre et  $I$  est le deuxième moment de la zone autour de l'axe neutre. Ainsi, la force limite  $P_p$  [N], pour que ce mode d'endommagement se produise, peut être prédite par l'équation suivante :

$$P_p = \frac{12EI\sigma_p}{dE_p h} \quad (1.31)$$

Où  $EI$  et  $E_p$  sont respectivement la rigidité en flexion de la structure globale et le module élastique en compression des peaux. La rigidité en flexion de la structure sandwich s'obtient en utilisant la somme de la raideur en flexion de ces différents constituants autour de l'axe central de la section du sandwich. La rigidité en flexion «  $EI$  » [N.mm<sup>2</sup>] de toute la structure est calculée théoriquement en utilisant l'équation suivante :

$$D = EI = \frac{be_p^3}{6} E_p + \frac{be_p h^2}{2} E_p + \frac{be_a^3}{12} E_a \quad (1.32)$$

Où  $E_a$  est le module élastique de l'âme.

La résistance au cisaillement ultime de la structure sandwich pourrait être estimée puisque la contrainte de cisaillement est maximale sur l'axe central et nulle au niveau des deux faces supérieure et inférieure. La contrainte de cisaillement  $\tau$  [MPa] peut être déterminée en utilisant cette relation (GRECO, et al., 2014) :

$$\tau = \frac{VQ}{Ib} \quad (1.33)$$

Où  $V$  est la force transversale de cisaillement à la section considérée de l'échantillon sandwich et  $Q$  est le premier moment dans la zone de la section au-dessus de la zone d'intérêt. S'il existe expérimentalement une rupture en cisaillement de l'âme ou de la liaison âme-peau sous une charge maximale atteinte  $P$ , la résistance au cisaillement  $\tau$  [MPa] peut être calculée par :

$$\tau = \frac{P}{(h + e_a)b} \quad (1.34)$$

Par conséquent, la charge limite  $P_a$  [N] pour ce type d'endommagement, peut être exprimée par l'équation suivante :

$$P_a = \frac{2\tau_a EI}{\left(E_p \frac{e_p h}{2} + E_a \frac{e_a^2}{8}\right)} \quad (1.35)$$

Où  $\tau_a$  est la résistance au cisaillement du matériau d'âme constituante.

Il est à noter que le rapport des modules élastiques âme/peau est beaucoup plus élevé que le rapport entre les modules de cisaillement âme/peau. Par conséquent, la zone transformée de la section transversale de la structure sandwich en une peau équivalente sera plus grande que la zone transformée utilisant le rapport des modules de cisaillement. Ainsi, l'utilisation de ce dernier ratio pourrait mieux prédire la capacité en cisaillement des composites sandwich. La force limite  $P_{ap}$  [N] pour ce type de structures est prédite en utilisant l'équation (1.36). Dans cette équation, «  $GI$  » est calculé de la même manière que l'équation (1.32) avec les modules élastiques de la peau et de l'âme remplacés par leurs modules en cisaillement correspondants.

$$P_{ap} = \frac{2\tau_a GI}{\left(G_p \frac{e_p h}{2} + G_a \frac{e_a^2}{8}\right)} \quad (1.36)$$

Où  $G_p$  et  $G_a$  sont respectivement le module en cisaillement de la peau et de l'âme.

Le matériau du cœur subit une rupture si la contrainte normale en traction et/ou en compression dépasse sa résistance mécanique ultime. La force limite  $P_{as}$  [N] pour ce mode d'endommagement peut être prédite par les équations suivantes :

$$P_{as} = \frac{12EI\sigma_{at}}{dE_a e_a} \quad (1.37)$$

$$P_{as} = \frac{12EI\sigma_{ac}}{dE_a e_a} \quad (1.38)$$

Où  $\sigma_{at}$  et  $\sigma_{ac}$  sont respectivement la résistance maximale à la traction et à la compression de l'âme sandwich.

Une fois que le comportement mécanique de la structure à caractériser est évalué théoriquement et expérimentalement, il faut passer à l'identification des différents modes de rupture qui ont conduit à la défaillance de l'éprouvette subissant une flexion (section suivante III.2.2.2). La compréhension des différents mécanismes de rupture peut être appuyée par l'utilisation des moyens de contrôle non destructif lors de l'essai comme l'émission acoustique (EA). Cette méthode de détection des endommagements dans les composites est décrite en détails dans la (section III.2.4) de ce chapitre.

### III.2.2.2 Identification et prédiction des modes de rupture

Les matériaux d'âme dans les structures sandwich sont généralement choisis pour garantir une cohésion suffisante entre les constituants et écarter les peaux du plan moyen. Ils permettent ainsi une flexion de l'ensemble de la structure et non une flexion individuelle des peaux. La particularité des structures sandwich par rapport à des structures en composites stratifiés est qu'elles sont constituées de plusieurs matériaux. Ceci les rend très adaptables car un grand nombre de matériaux peut être utilisé pour les peaux comme pour l'âme. Cependant, l'assemblage des différents matériaux peut créer des difficultés, et est également à l'origine de modes de ruptures complexes caractéristiques de ce type de structures.

La rupture des éprouvettes sandwich peut avoir lieu de différentes manières, selon le type de chargement appliqué. La Figure I-20 proposée par (MINES, et al., 1994), présente les modes rencontrés au cours d'un essai de flexion.

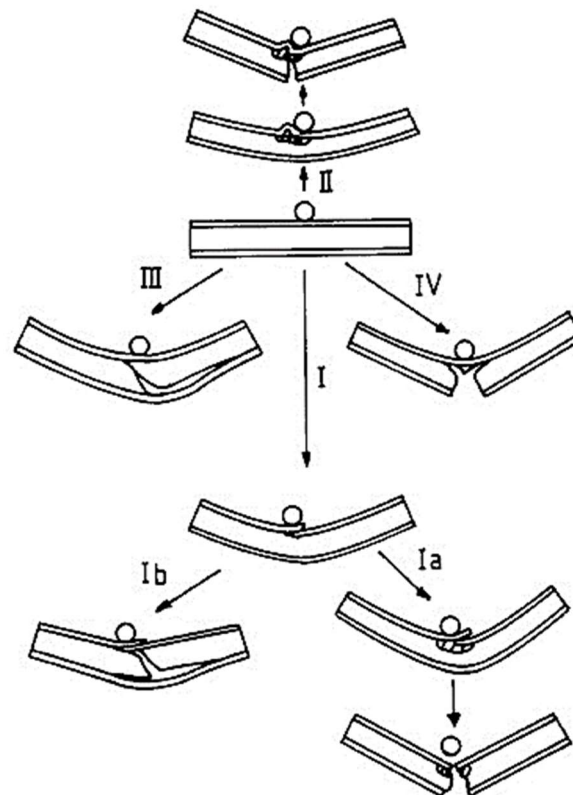


Figure I-20 : Principaux modes de rupture d'une poutre sandwich sollicitée en flexion, d'après (MINES, et al., 1994). I) Compression de la peau supérieure et modes mixtes, II) Flambement localisé de peau supérieure, III) Rupture par cisaillement de l'âme et IV) Rupture en traction de la peau inférieure.

Tout d'abord, la rupture peut avoir lieu au niveau des peaux composites comme le montre la Figure I-21. La plupart du temps, c'est la peau supérieure qui est rompue par compression. En effet, la résistance en traction des composites est souvent supérieure à la résistance en compression. Parmi les ruptures de peau supérieure, il est parfois difficile d'identifier précisément le mode de ruine.

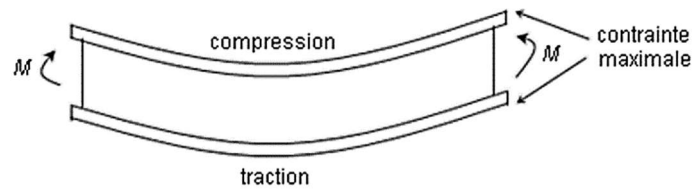


Figure I-21 : Application de la flexion par rapport aux peaux d'une structure sandwich.

D'autre part la peau supérieure peut flamber, et selon le type d'âme utilisée, le flambement peut être associé à une compression locale de l'âme, ou encore à une rupture de l'interface entre la peau et l'âme. D'autre part, dans le cas d'une sollicitation en flexion privilégiant le cisaillement de l'âme, on peut observer une rupture par cisaillement, soit de l'interface, soit de l'âme. Enfin, l'indentation locale du matériau peut être observée. Généralement, lors des essais de flexion, on cherche à éviter ce dernier mode de rupture, en adaptant la distance entre appuis d'une part, et le diamètre de l'appui supérieur d'autre part.

### III.2.3 Essai d'impact à basse vitesse

Cette revue de la littérature vise à avoir une vision d'ensemble sur les travaux expérimentaux et analytiques concernant l'étude du comportement des structures sandwich soumises à des chargements d'impact de type basse vitesse. Bien que de telles sollicitations produisent des dommages souvent peu visibles à l'œil nu, ils réduisent pour autant d'une façon significative les propriétés mécaniques des structures impactées. L'ajustement de ces propriétés mécaniques et/ou physiques (densité, épaisseur, nature du matériau) des différents constituants d'une structure sandwich peut améliorer la tolérance aux dommages du produit fini. Étant donné qu'il y a divers facteurs à prendre en compte lors de la conception d'une structure sandwich, l'étude de la réponse à l'impact sera plus complexe. En effet, deux matériaux d'une même structure sandwich peuvent se comporter différemment en fonction des conditions de chargement (énergie, géométrie de l'impacteur, vitesse de chute...). Il va de soi qu'une meilleure compréhension du comportement à l'impact de ces types de structures s'avère donc nécessaire pour pouvoir construire des structures plus tolérantes aux dommages.

En fonction de l'énergie cinétique de l'impacteur, les tests d'impact peuvent être classés selon trois catégories ; Impact basse vitesse, Impact à vitesse élevée et finalement Impact hyper vitesse (c.-à-d., Impact balistique) (RICHARDSON, 1996). (SJOBLOM, et al., 1988) et (SHIVAKUMAR, et al., 1985) ont défini l'impact basse vitesse comme étant un impact où la réponse dynamique de l'échantillon testé est négligeable. En d'autres termes, l'impact est un événement qui peut être analysé par une approche quasi-statique. Selon la rigidité et les propriétés des matériaux de l'échantillon, ainsi que la masse et la rigidité de l'impacteur, la limite supérieure des vitesses peut varier de quelques dizaines de m/s. Pour des vitesses élevées, la structure n'a pas assez de temps pour répondre à l'impact. En conséquence, la réponse à l'impact est dominée par la propagation des ondes de déformation. En outre, l'énergie de déformation élastique devient faible, et une plus grande portion de l'énergie initiale de l'impact est donc transférée à la création de dommages autour du point d'impact.

L'influence des conditions aux limites peut être négligeable dans ce cas. En revanche, pour de faibles vitesses d'impact, étant donné que la durée de contact est suffisamment longue pour que la structure entière réponde à l'impact, la réponse dynamique structurale de l'échantillon est d'une importance capitale et en conséquence une grande partie de l'énergie incidente est absorbée sous forme de déformation élastique. D'après (CANTWELL & MORTON, 1991), un test d'impact à basse vitesse est celui où la vitesse incidente ne dépasse pas 10 m/s. Dans le même cadre, (TRUDEL-BOUCHER, 2000) ont employé divers montages expérimentaux d'essais d'impact de type basse vitesse afin d'évaluer les propriétés à l'impact des matériaux composites (Test Charpy, test Izod, et test d'impact à masse tombante). Toutefois, de nombreux travaux expérimentaux [ (KAKARALA, et al., 1987), (MAIKUMA, et al., 1989), (CHOI, et al., 1991)] ont montré que le test d'impact à masse tombante est le plus représentatif pour simuler un impact à faible vitesse. En conséquence, le test d'impact à masse tombante a été retenu pour nos essais expérimentaux.

En général, un test d'impact instrumenté permet de déterminer l'évolution de la charge en fonction du temps et de la vitesse d'impacteur au moment de la chute. Par conséquent, on peut déterminer la résistance à l'impact à faible masse et basse vitesse, d'une structure sandwich soumise à un événement d'impact sur une tour de chute. Le principe de l'essai consiste simplement à laisser tomber une masse bien déterminée d'une hauteur variable sans vitesse initiale, sur une éprouvette rectangulaire centrée qui se place à sa base (ASTM D7136, 2005). La masse tombante est guidée par deux colonnes verticales et parallèles, dont la fonction principale est d'empêcher la déviation de la masse le long de sa trajectoire (Figure I-22). Pour cela la machine doit être calibrée afin de limiter les facteurs non désirés tel que le frottement aux niveaux des colonnes verticales. Les dommages sont transmis par un impact concentré hors-plan (perpendiculaire au plan de la plaque sandwich). L'énergie fournie, la vitesse d'impact et la force de contact ne dépendent que de la masse du projectile et de la hauteur de chute.

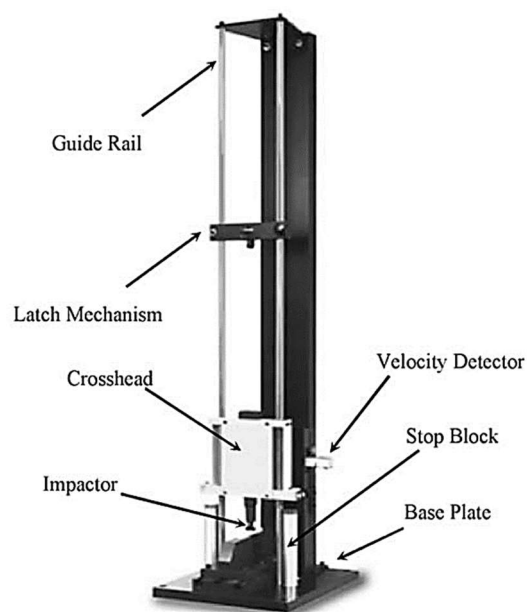


Figure I-22 : Exemple illustrant une tour de chute avec guidage sur deux colonnes.



Suite à chaque essai, les propriétés principales recherchées, liées à la résistance aux dommages, sont quantifiées en fonction de la taille d'impact résultante sur l'éprouvette ainsi que de son type. De plus, ces propriétés dépendent fortement de plusieurs facteurs comme la géométrie de l'échantillon et de l'impacteur, la force et l'énergie d'impact, la masse de l'impacteur et les conditions aux limites. La connaissance de ce type de paramètres est très utile surtout pour le développement des structures cylindriques pouvant être sollicitées à l'impact, comme dans notre cas d'étude, ainsi que pour la sélection de matériaux constitutifs de la structure. Ce test peut être utilisé donc pour comparer un lot d'échantillons sandwich ayant différents types de constituants, à condition d'avoir une même configuration d'essai avec les mêmes conditions.

Comme le montre la Figure I-22, le dispositif expérimental doit être instrumenté avec plusieurs capteurs, permettant de mesurer différents paramètres comme le déplacement de l'éprouvette, la force de contact et la vitesse réelle d'impact. La vitesse "théorique" à l'impact  $V_i$  [m/s] d'une masse en chute libre est donnée par la formule suivante :

$$V_i = \sqrt{2 \cdot g \cdot h_{impact}} \quad (1.39)$$

Avec  $g$  : l'accélération du champ de pesanteur terrestre (environ  $9,81 \text{ m.s}^{-2}$ ) et  $h_{impact}$  : la hauteur de chute en mètres.

Comme le dispositif d'impact est capable de détecter la vitesse réelle de l'impacteur, il est possible de calculer l'énergie d'impact réelle  $E_i$  [J] en utilisant l'équation (1.40) :

$$E_i = \frac{m_{impact} V_i^2}{2} \quad (1.40)$$

Avec  $m_{impact}$  : masse totale de l'impacteur en kg.

Néanmoins, l'énergie d'impact mesurée peut différer de l'énergie d'impact théorique calculée à l'aide de la vitesse théorique donnée par (1.39), en raison des facteurs non désirés tel que le frottement aux niveaux des colonnes verticales pendant la chute.

Après l'essai, une meilleure compréhension des mécanismes d'endommagement est indispensable pour le développement de nouveaux matériaux plus tolérants aux dommages. Pour de faibles vitesses de l'impacteur, les endommagements sont généralement induits au niveau de la peau impactée (face supérieure), de l'âme et de l'interface âme/peau impactée. Toutefois, la peau inférieure demeure généralement intacte. (KIM, et al., 1991) et (JUN, et al., 1992) ont indiqué que pour les panneaux sandwich avec des peaux en plastiques renforcés de fibres, les modes d'endommagement induits dans la peau impactée sont similaires à ceux qu'on observe dans les composites monolithiques, soit une fissuration de la matrice, une rupture de fibres et un délaminage. De son côté, (AMINANDA, 2004) a mené une étude comparative sur les délaminages créés dans un stratifié et ceux créés dans un sandwich. Il a observé que le délaminage induit par un impact à basse vitesse dans un composite stratifié est plus sévère que celui créé dans un composite en construction sandwich (voir Figure I-23). De plus, l'étendue de la zone délaminée est plus importante du côté opposé à l'impact.

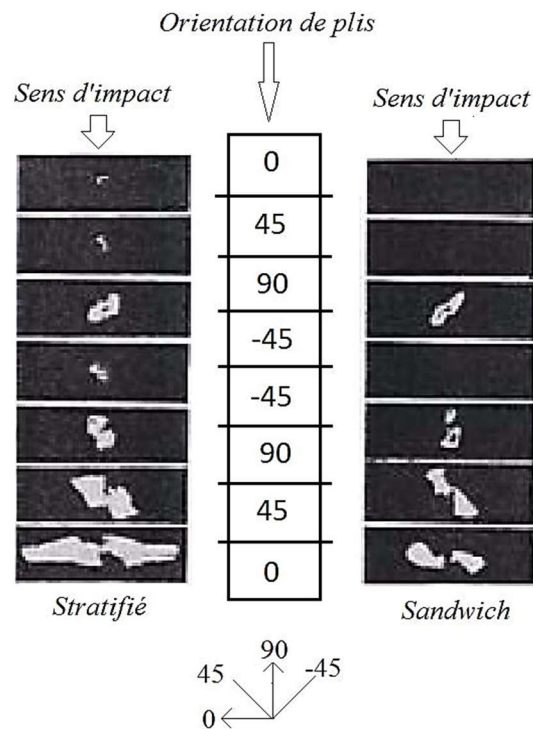


Figure I-23 : Comparaison entre les délaminages induits lors d'un impact dans un matériau composite (Stratifié vs. Sandwich) (AMINANDA, 2004).

D'autre part, (TOMBLIN, et al., 2002) ont classé les mécanismes d'endommagement des panneaux sandwich selon deux catégories : ceux qui sont à l'origine de l'endommagement à l'intérieur des matériaux et ceux qui engendrent l'endommagement global de la structure. Pour les auteurs, les mécanismes d'endommagement des matériaux incluent tous les phénomènes physiques provoquant l'endommagement de la peau, de l'âme et de l'interface âme/peau. Les types de dommages qui peuvent apparaître au niveau de la peau sont : le délaminage des plis, la fissuration de la matrice, et la rupture des fibres. D'après (TOMBLIN, et al., 1999), ces types de dommages peuvent causer une réduction de la rigidité et de la résistance de la peau. Quant à l'endommagement de l'âme, en plus de la fissuration, la rupture peut se produire soit par écrasement de l'âme (âmes en mousse), soit par flambement des parois cellulaires (âmes en nid d'abeille). Finalement, les auteurs (TOMBLIN, et al., 2002) révèlent que le décollement est le principal mécanisme physique responsable de la rupture de l'interface. Par dommages structurels, ils désignent la déformation permanente de l'âme due à l'impact. En effet, l'interaction entre les différents éléments endommagés donne lieu à une imperfection géométrique dans les panneaux sandwich. Cette imperfection géométrique se manifeste comme une empreinte résiduelle autour du point d'impact.

Les travaux présentés dans cette section confirment aussi que la fonction de l'âme est d'une haute importance dans une structure en sandwich. Généralement, les paramètres propres à l'âme qui peuvent avoir une influence sur le comportement à l'impact d'une construction sandwich sont : l'épaisseur, la densité, le type de l'âme (en mousse ou en nid d'abeille) et finalement la nature du matériau constituant l'âme. (RHODES, 1975) a mené plusieurs essais

d'impact sur un certain nombre de structures sandwich d'âmes différentes. Il a montré que l'amélioration de la résistance à l'écrasement de l'âme d'un matériau sandwich résulte en une augmentation de la résistance à l'impact de la structure finale. De plus, d'après l'étude expérimentale menée par (TSOTIS, et al., 1996) sur des structures sandwich à âme en nid d'abeille, il a été rapporté qu'une augmentation de la densité de l'âme entraîne aussi une augmentation du seuil d'endommagement ainsi que de la contrainte maximale de contact. Par ailleurs, (MAHFUZ, et al., 1997) ont caractérisé la sensibilité à la vitesse de déformation d'un certain nombre de structures sandwich en utilisant la technique des barres de Hopkinson. Leur étude a montré que la sensibilité à la vitesse de déformation d'une structure sandwich augmente au fur et à mesure que la densité du matériau de l'âme augmente. En outre, ils ont montré qu'une grande partie de l'énergie d'impact est absorbée par l'âme. Finalement dans le même contexte, il semble que la densité de l'âme a un effet sur la transition des modes de rupture dans une structure sandwich soumise à un chargement d'impact à basse vitesse. En effet, comme le montre la Figure I-24, pour un sandwich à peaux composites de 1,2 mm d'épaisseur couvrant une âme en mousse de densité volumique égale à 54 kg/m<sup>3</sup>, la rupture finale est induite par une rupture par cisaillement de l'âme. Tandis que, pour la même construction sandwich avec une âme de 117 kg/m<sup>3</sup> de densité, la rupture est induite par un endommagement de la peau.

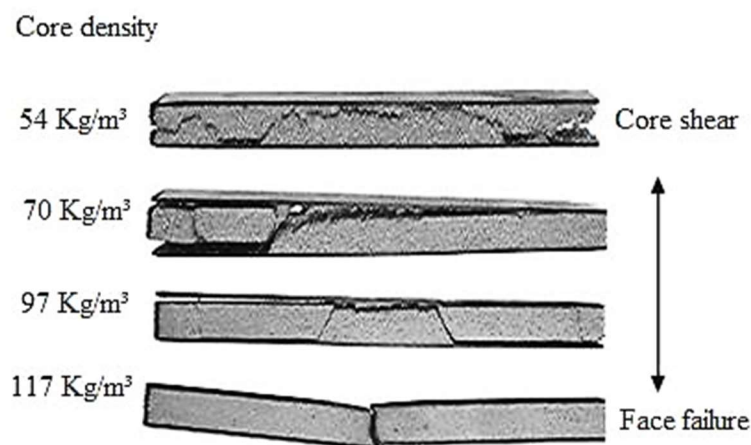


Figure I-24 : Influence de la densité de l'âme sur la transition entre les modes de rupture d'un sandwich (SEONG LIM, 2004).

### III.2.4 Détection des endommagements par émission acoustique (EA)

L'émission acoustique (EA) est un processus physique qui permet d'accéder, en temps réel, à des informations sur les mécanismes de rupture mis en jeu, en détectant les sons créés par des événements se produisant dans les matériaux (notamment des endommagements). Lorsqu'un mécanisme de rupture se produit au sein d'un matériau composite. Il se crée localement une discontinuité du champ des déplacements et des contraintes (BAKHTIARY DAVIJANI, et al., 2011). Cette discontinuité appelée événement devient la source d'une onde de déformation qui se propage dans le matériau.

Par exemple, lorsqu'une fissure est créée, une certaine énergie est libérée sous la forme d'une onde élastique (EITZEN, et al., 1984). Cette technique nous permet d'enregistrer ces ondes en temps réel. Pour capter ces ondes, on utilise deux (ou plus) capteurs piézoélectriques qui convertissent l'énergie mécanique en charges électriques. Un gel couplant est utilisé pour assurer la transmission des ondes entre le matériau et le capteur piézoélectrique. Un ordinateur pourvu d'une carte d'acquisition spécifique est chargé d'enregistrer et de traiter les données via un logiciel déterminé. Le schéma de la Figure I-25 illustre le principe.

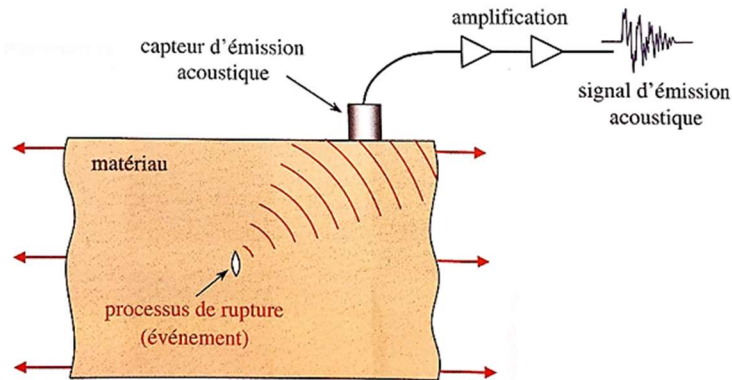


Figure I-25 : Principe de l'émission acoustique (BERTHELOT, 2012).

Par ailleurs, le calcul de la localisation d'un événement acoustique est réalisé grâce à la différence des temps d'arrivée des salves sur chaque voie de mesure. Connaissant la vitesse de propagation des ondes (littérature ou mesures expérimentales), la position de la source peut être calculée. Les caractéristiques affectées à cet événement localisé seront celles de la salve correspondant au premier capteur atteint. Comme illustré sur l'exemple de la Figure I-26, la localisation a pour principe de base de regrouper les salves provenant d'un même événement (phénomène physique) pour former un « événement localisé » qui sera caractérisé par sa position dans l'espace et associé avec les caractéristiques de la salve du premier capteur atteint.

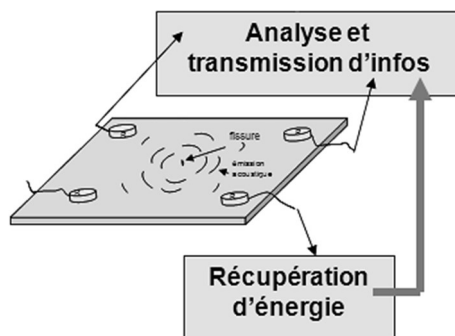


Figure I-26 : Exemple de localisation de sources EA.

Cette technique est très utilisée pour le suivi d'endommagements. Certains auteurs l'ont utilisée pour étudier le mouvement de dislocations dans les matériaux métalliques (MONTHEILLET, et al., 1986), la rupture des fibres (LU, et al., 1998), l'apparition des fissures

dans l'acier A316 (JOHAN, et al., 2007) etc. Lorsqu'on étudie l'activité acoustique d'un matériau pendant un essai, deux phénomènes différents peuvent apparaître. D'un côté, l'effet Kaiser qui désigne une émission de signaux acoustiques une fois dépassée la charge atteinte précédemment (Figure I-27 ABC), par exemple quand on applique des cycles croissants de charge. Sous certaines conditions, une activité acoustique est détectée avant de dépasser la charge maximale (Figure I-27 DEF). Il s'agit alors de l'effet Felicity, pour lequel le rapport suivant est défini :

$$R_F = \frac{F_F}{F_{max}} \text{ avec : } F_F < F_{max} \quad (1.41)$$

Où  $F_F$  est la force à laquelle des échos sont détectés et  $F_{max}$  la force maximale précédemment atteinte au cours de l'essai. Les valeurs de ce rapport (rapport Felicity), inférieures à 1, sont souvent interprétées comme la signature des défauts du matériau, des contraintes internes (NEIGHBOUR, et al., 1995) ou du frottement (PAPARGYRIS, et al., 2001).

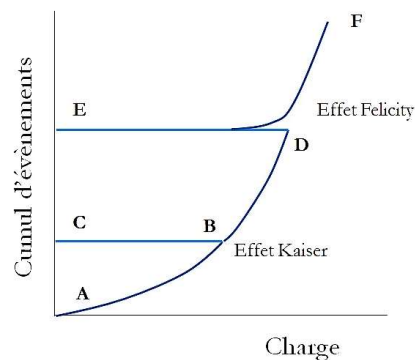


Figure I-27 : Effets Kaiser et Felicity.

L'utilisation d'un unique capteur permet d'entendre les signatures acoustiques. Avec deux capteurs (ou plus), il est possible de localiser dans une direction (ou plus) la source de l'écho. Des tests acoustiques préliminaires sont indispensables pour calculer la vitesse de propagation des ondes dans le matériau. Une fois cette vitesse connue, chaque capteur entendra l'écho à un instant différent, soit  $t_1$ , et  $t_2$ . Ces différences de temps et la connaissance de la vitesse de propagation des ondes permettent de repérer la source d'émission acoustique. Plus de deux capteurs peuvent être utilisés soit pour améliorer la précision dans une localisation unidimensionnelle, soit pour être capable de localiser dans le plan (SCHOLEY, et al., 2010).

Une étude des principaux paramètres extraits des signaux EA est utilisée pour séparer et identifier les sources de l'endommagement structural. Dans ce contexte, de nombreuses études comme celles de [ (EL GUERJOURA, et al., 2001), (MAREC, et al., 2008)] ont été réalisées sur des matériaux composites. Les mécanismes d'endommagement des matériaux sandwich qui sont des matériaux composites multicouches très complexes sont moins étudiés. De plus, il existe quelques études sur l'évaluation non destructive des matériaux sandwich par la technique d'EA. Par exemple (QUISPIITUPA, et al., 2004) et (SHAFIQ, et al., 2006) ont étudié les modes d'endommagement dans les composites sandwich, soumis à des

charges en statique/fatigue, selon leurs signatures acoustiques. Il existe plusieurs techniques pour le tri des signaux acoustiques et leur classification. Un critère simple de classification est le tri par amplitude. Cette technique suppose qu'à chaque mode d'endommagement correspond une gamme d'amplitude déterminée (CALADRO, et al., 1997). Une évolution de cette technique est l'analyse multiparamétrique qui associe un groupe de paramètres à chaque type d'endommagement. Ces paramètres définissent les coordonnées d'un point dans l'espace paramétrique. Cette approche a été introduite par (UENOYA, 1995). Il existe plusieurs façons de classer les échos : supervisés et non supervisés. Dans le premier groupe, le classificateur doit être entraîné pour pouvoir classer correctement les échos. On trouve des exemples dans (GODIN, et al., 2006) et (MOMON, et al., 2012). Les classificateurs non supervisés, contrairement aux premiers, n'ont pas besoin d'entraînement pour classer les échos. Une méthode non supervisée est très connue et qui est détaillée dans les travaux de (PASHMFOROUSH, et al., 2014) : c'est la méthode des k-moyennes.

### III.3 Modes d'endommagement et ruine des sandwich

L'attrait des structures sandwich réside dans leur légèreté et leur forte rigidité. Cependant, il ne faut pas oublier que, sous l'effet de chargements, les peaux du sandwich doivent résister à des contraintes de traction, compression, et flambage. La liaison âme/peaux et l'âme elle-même doivent résister au cisaillement. En effet, la présence de défauts dans les structures est due à deux causes : les endommagements ou malfaçon dus à la fabrication et les dommages apparus en service. Les défauts peuvent déjà surgir dans la fabrication des différents constituants des matériaux, tels que des fissures et de la porosité dans les peaux, des délaminages entre les peaux stratifiées et l'âme en mousse et la porosité élevée dans les âmes en mousses cellulaires. La porosité (vide) non désirée dans les âmes cellulaires peut agir comme source de déclenchement ou de progression de fissures dans le matériau. Il est par conséquent, essentiel de les détecter et ceci devrait être établi avant la fabrication du composant ou de la structure.

Il existe plusieurs modes d'endommagement pour les matériaux sandwich, qui dépendent de la contrainte appliquée et de la géométrie de la poutre (IDRISS, 2013). La résistance et le module d'élasticité des peaux, la résistance au cisaillement de l'âme ainsi que l'écartement des peaux conditionnent le comportement mécanique d'un matériau sandwich. Par exemple, et pour le cas de sollicitation en flexion, une des peaux du sandwich est sollicitée en traction et l'autre en compression, tandis que l'âme transmet des efforts de cisaillement. Plusieurs modes d'endommagement et ruine ont été identifiés et étudiés par plusieurs chercheurs dans le domaine [ (TRIANTAFILLOU & GIBSON, 1987), (DANIEL, et al., 2002), (GDOUTOS, et al., 2003), (CRAIG & NORMAN, 2004), (ANDREWS & MOUSSA, 2009), (MANALO, et al., 2010)]. [ (PETRAS, et al., 1999) (PETRAS, et al., 2000)], ont montré que le processus des modes d'endommagement lors du chargement en flexion trois points dépend de la charge appliquée, du rapport de la longueur entre appuis, de l'épaisseur de la structure et de la densité du cœur. (TRIANTAFILLOU & GIBSON, 1987), répertorient les différents modes de dégradation d'un sandwich soumis à la flexion.

Il existe cinq modes principaux de dégradation :

- Déformation plastique de la peau par un délaminage des plis ;
- Flambement global et/ou local de la peau en compression (wrinkling) ;
- Flambement global et/ou local de l'âme (flambage irrégulier) ;
- Rupture en cisaillement de l'âme ;
- Indentation du cœur et de la peau au point d'application de la charge centrale.

Dans cette section, une description des différents modes de ruptures est présentée pour les structures sandwich soumises aux sollicitations données par la figure ci-dessous :

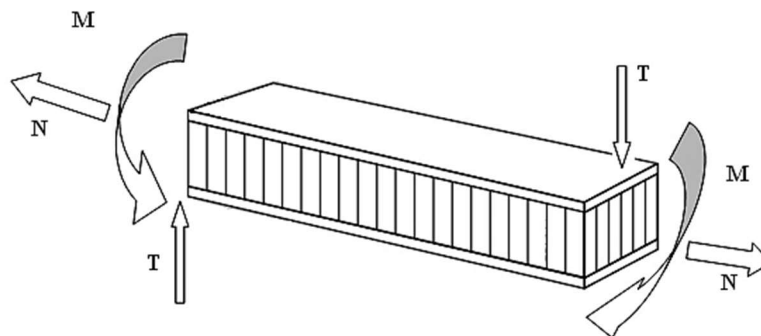


Figure I-28 : Différentes sollicitations (M, N, T) appliquées sur un sandwich (HEXCEL, 2015).

### III.3.1 Flambement généralisé des peaux

Une poutre sandwich soumise à de la compression perpendiculaire peut céder sous l'effet de conditions d'instabilité (Figure I-29). Le flambement généralisé peut aussi survenir quand les contraintes dans les peaux et dans l'âme sont inférieures aux résistances à la rupture. La charge critique, causant le flambement du sandwich, dépend de quelques paramètres tels que les dimensions dans le plan de la poutre et les conditions aux limites, qui ne peuvent être modifiées que partiellement lors de la conception. D'autres grandeurs, également importantes dans la définition de la charge de flambement, dépendent directement du type de sandwich, exemple la rigidité de flexion du sandwich, l'épaisseur des peaux, les propriétés élastiques des peaux, l'épaisseur de l'âme, ou le module de cisaillement de l'âme. Si un flambement généralisé est craint, on peut : i) utiliser des peaux ayant un module d'élasticité plus élevé, ii) augmenter l'épaisseur des peaux, et l'épaisseur de l'âme, ou encore iii) utiliser pour l'âme un matériau de module de cisaillement plus élevé.

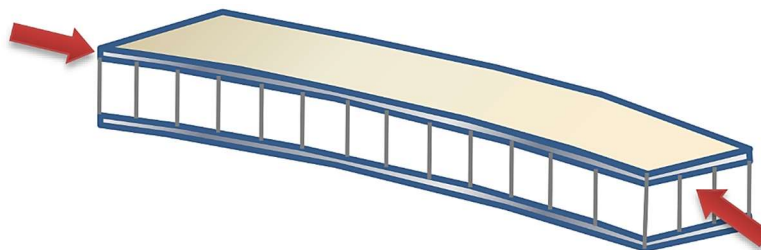


Figure I-29 : « Flambement généralisé » des peaux du sandwich (HEXCEL, 2015).

### III.3.2 Flambement généralisé de l'âme « crimping »

Si la rigidité en cisaillement de la structure sandwich devient négligeable devant celle en flexion, le flambement généralisé prend la forme du flambement de l'âme (Figure I-30), qui à son tour, entraîne celui du sandwich. Le flambement de l'âme ne dépend pratiquement pas des propriétés des peaux, mais augmente de façon linéaire avec l'épaisseur de l'âme et le module de cisaillement dans l'âme. Pour augmenter la résistance à cette charge critique, il faut donc soit augmenter l'épaisseur de l'âme, soit utiliser une âme de module de cisaillement plus élevé.

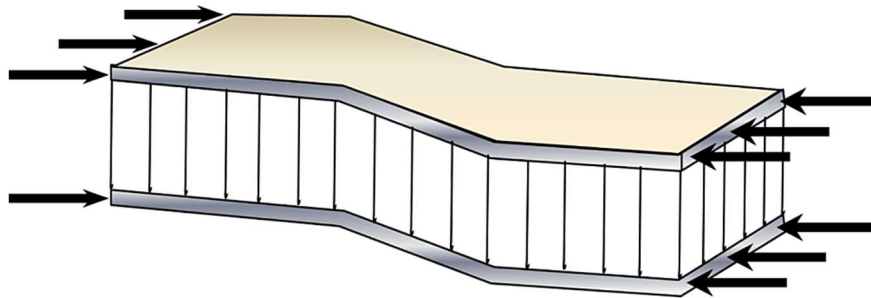


Figure I-30 : Flambement généralisé de l'âme sandwich (HEXCEL, 2015).

### III.3.3 Flambement localisé « wrinkling » ou « dimpling »

Sans considérer l'âme, les peaux flambent très facilement toutes seules à cause de leur faible épaisseur. La présence de l'âme empêche le flambement des peaux et donc de la structure. Cependant si on atteint la contrainte limite, il se peut que l'âme ne soit plus capable d'empêcher le flambement. Dans ce cas, le flambement localisé des peaux, ou « wrinkling » se produit comme montré dans la Figure I-31.

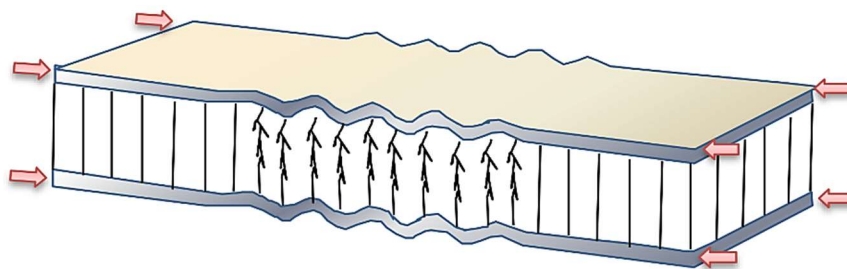


Figure I-31 : Mode rupture par flambement localisé « wrinkling » (HEXCEL, 2015).

Contrairement au flambement généralisé, le flambement localisé peut prendre des configurations différentes très aléatoires, qui ne dépendent ni de la géométrie de la structure ni des conditions aux limites. Par contre, ce mode de ruine est influencé par les modules élastiques des peaux et de l'âme, et le module de cisaillement de l'âme. Si l'on craint un flambement localisé de la peau, on peut soit utiliser pour les peaux un matériau de module élastique plus élevé, soit utiliser pour l'âme un matériau présentant des propriétés élastiques plus élevées.



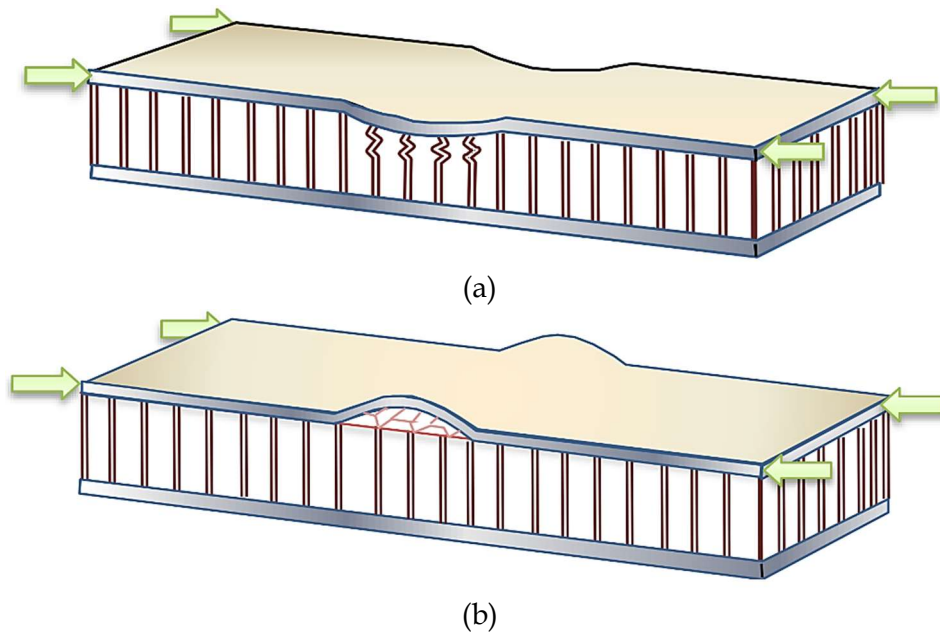


Figure I-32 : Mode rupture par flambement localisé « dimpling » (HEXCEL, 2015).

Dans le cas d'une âme en nid d'abeille, mise à part les ruptures par « wrinkling », il peut survenir aussi un autre mode de rupture par flambement localisé de la peau en fossettes, appelé « dimpling », sous forme de deux configurations illustrées sur la Figure I-32-a-b.

### III.3.4 Rupture des peaux en traction ou en compression

Il s'agit du cas où les contraintes dans les peaux sont supérieures aux contraintes admissibles (Figure I-33). Ce phénomène peut être évité en utilisant un matériau dont les contraintes à rupture sont plus élevées, ou en augmentant l'épaisseur des peaux, ce qui réduit les contraintes appliquées, ou en augmentant l'épaisseur de l'âme, ce qui permet également de réduire les contraintes dans les peaux.

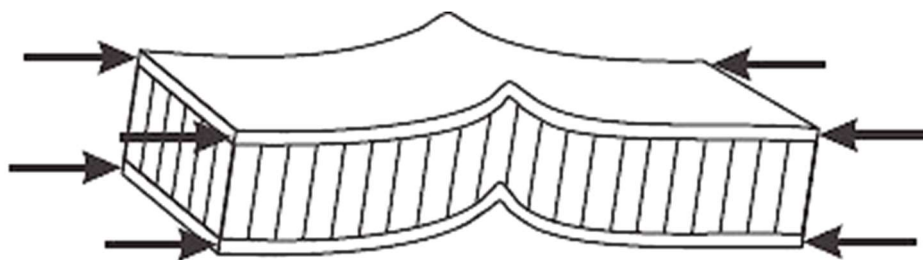


Figure I-33 : Mode de dégradation par rupture des peaux du sandwich (HEXCEL, 2015).

### III.3.5 Mode de rupture par indentation localisée

L'indentation locale est un mode de rupture localisé due à une concentration de contraintes résultantes, soit de l'application d'une charge localisée, soit de la position d'un appui de type ponctuel ou linéique (Figure I-34).

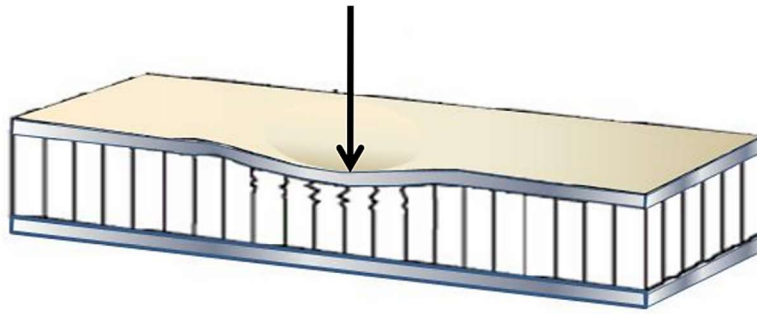


Figure I-34 : Mode de rupture par indentation localisée (HEXCEL, 2015).

### III.3.6 Rupture de l'âme en cisaillement

Si la contrainte de cisaillement (prépondérante dans l'âme) dépasse la résistance au cisaillement de l'âme, il y a rupture de celle-ci (Figure I-35). Dans ce cas, on peut soit utiliser un matériau pour l'âme possédant une résistance au cisaillement plus élevée, soit augmenter l'épaisseur de l'âme. Par contre, utiliser un matériau différent pour les peaux, ou changer leur épaisseur, n'aura aucun effet.

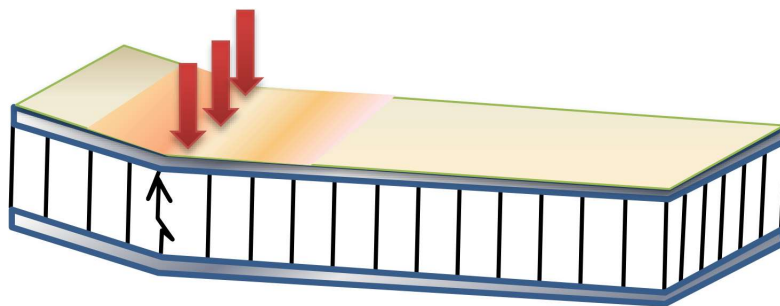


Figure I-35 : Mode de rupture par cisaillement de l'âme (HEXCEL, 2015).

### III.3.7 Dégradation de l'adhésif

Les structures sandwich sont correctement conçues pour résister à tout type de dégradation pendant le service. La dégradation de l'adhésif provoque plusieurs mécanismes d'endommagement tel que : le flambage généralisé « crimpling », et le flambage localisé des peaux « wrinkling ». Cette dégradation, s'effectuant généralement entre les peaux et l'âme sandwich, se fait selon trois types :

- dégradation de l'adhésive entre les peaux et l'âme ;
- dégradation de l'attachement des cellules de l'âme ;
- dégradation de l'attachement du nœud des cellules de l'âme.

La Figure I-36 illustre les modes de dégradation de l'adhésif. L'exposition à l'humidité provoque des dégradations remarquables de la résistance de l'adhésif ce qui peut changer le mode de dégradation et causer la ruine avancée du panneau sandwich.

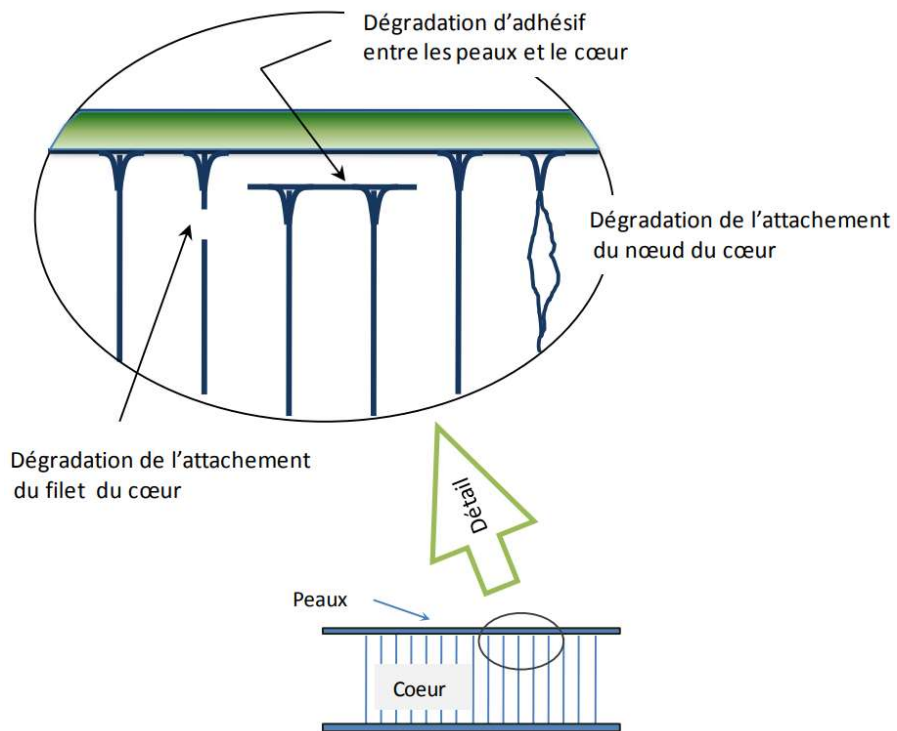


Figure I-36 : Type de dégradation de l'adhésif dans une structure en nid d'abeille.

## **Chapitre IV. Technologies de l'enroulement filamentaire**

---

Les corps creux de révolution sont réalisés en composite thermodurcissable par enroulement filamentaire depuis les années 1940. Le secteur des grandes pièces de structure qui concerne les composites de hautes performances est actuellement en plein développement depuis pratiquement dix ans. Au niveau des matériaux, c'est le domaine réservé des résines époxydes. En effet, elles possèdent de bonnes propriétés mécaniques et répondent, pour certaines d'entre elles, aux exigences de comportement au feu. Les renforts utilisés sont, la plupart du temps, des tissus de verre et/ou de carbone. De plus, la maîtrise des technologies mécaniques de l'enroulement filamentaire, en automatisme et informatique a été en perpétuelle évolution pour arriver, au bout de 60 ans, à des machines à commande numérique entièrement programmables pouvant réaliser des corps creux de plus de 5 m de diamètre et transformer 500 kg de composite par heure. D'autres technologies moins évoluées sont utilisées pour la fabrication de corps creux, comme le moulage par centrifugation et le moulage à la vessie.

### **IV.1 Description du procédé de mise en œuvre**

#### **IV.1.1 Principe de fabrication :**

L'enroulement filamentaire est un procédé automatisé qui permet l'obtention d'un corps creux en bobinant sur un moule (ou mandrin) différents renforts continus imprégnés de résine. Le renfort le plus couramment employé est le « woven roving » qui constitue en fait des couches de renfort tissées, puisqu'on utilise au mieux les propriétés de résistance à la traction des fils. Cette méthode est limitée au moulage des pièces de révolution (tube, cône, réservoir, silo...). Pour les résines thermodurcissables comme pour les thermoplastiques, le renfort est enroulé autour d'un mandrin, soit respectivement après passage dans un bain de résine catalysée ou (relativement récent, 1990) après chauffage. Les fibres sont fabriquées sous forme de filaments de très grande longueur (plusieurs kilomètres) et de très faible diamètre (quelques microns). Ces fibres sont regroupées par milliers pour constituer des mèches (GIRAUD & COLIN, 2007). Les résines utilisées pour solidariser les fils bobinés en nappes sont des résines polymères telles que les résines époxy, polyester, acrylique, polyamide ou autre. Des résines thermodurcissables, initialement liquides et subissant une opération de polymérisation, ou des résines thermoplastiques, polymérisées avant usage et rendues fluides par chauffage, peuvent être indifféremment utilisées dans les procédés de dépose. Deux types de procédés de bobinage coexistent à ce jour, un procédé pour lequel des fibres sèches sont imprégnées de résine au moment de leur bobinage et un procédé pour lequel les fibres sont préalablement pré-imprégnées et commercialisées en bobines et qui sont utilisées sans imprégnation complémentaire lors de l'opération de bobinage.

Concernant le déroulement du processus, les différentes étapes de fabrication évoquées par la suite sont les étapes généralement appliquées en industrie et aussi appliquées par le partenaire industriel. L'enroulement proprement dit s'effectue sur un mandrin mis en rotation comme il est montré dans les Figure I-37-a-d. Le système de guidage de la nappe se déplace le long du mandrin par un mouvement de va-et-vient. Le réglage de la vitesse de déplacement par rapport à la vitesse de rotation du mandrin permettra d'obtenir l'angle de dépose souhaité. Le système de guidage de la nappe peut lui-même être animé d'un mouvement de rotation autour du mandrin : on a alors un enroulement du type « satellite ». Les types d'enroulement filamenteire vont être décrits par la suite. La pièce finale est obtenue, après l'enroulement, par la polymérisation de la résine et le démoulage. La part de la main d'œuvre est réduite mais l'investissement est élevé et seule la surface interne est lisse (STEWART, 1985).

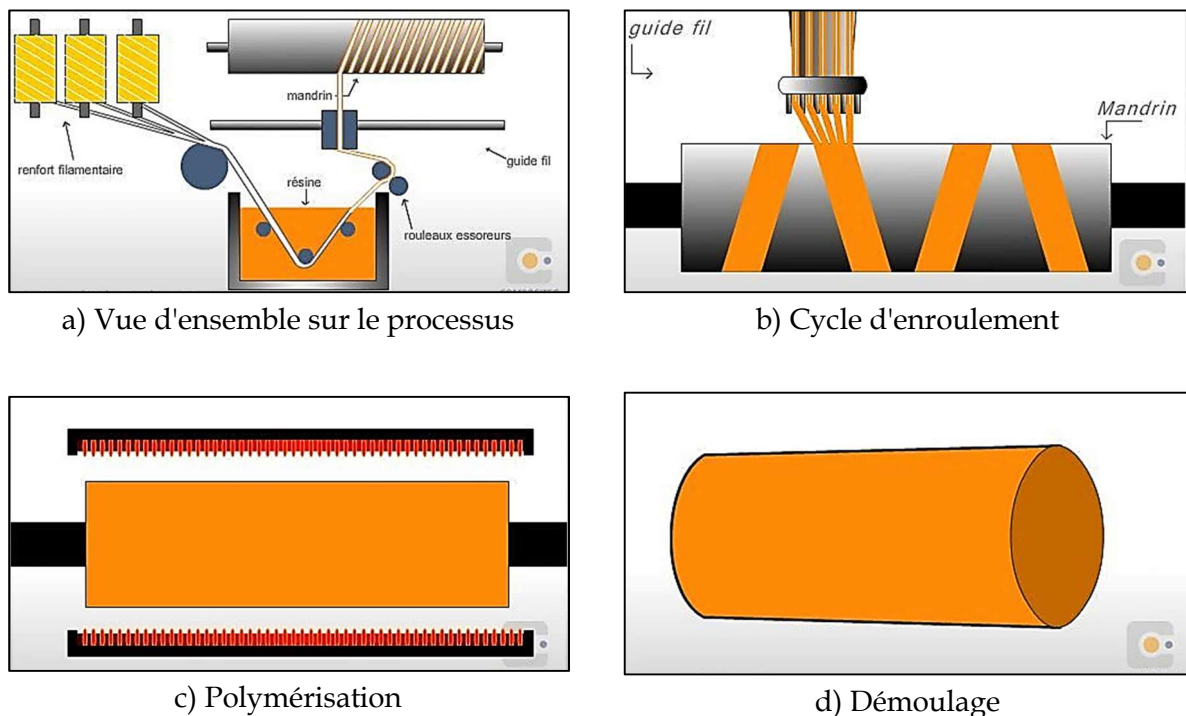


Figure I-37 : Description du processus d'enroulement filamenteire (COMPOSITEC, 2015).

Le matériel d'enroulement filamenteire est constitué des éléments suivants :

- Un cantre de dévidage qui stocke les bobines de fibres (rovings) et les prépare en nombre en fonction des besoins. Il est généralement à poste fixe ;
- Un bac d'imprégnation des fibres par la résine ;
- Un système de guidage et de dépose de la nappe de roving, animé d'un mouvement de translation ;
- Un mandrin animé d'un mouvement de rotation.

Il existe deux types de cantres selon que les rovings sont pris à la défilée par l'intérieur (pelotes) ou à la déroulée par l'extérieur (bobines). Dans le cas d'utilisation de pelotes, les cantres sont de simples étagères sur lesquelles sont posés les rovings. Ceux-ci sont guidés par plusieurs œillets, l'un situé au-dessus de la pelote et d'autres permettant son cheminement jusqu'à la sortie du cantre où ils sont légèrement freinés par un système d'embarriage. L'extrémité extérieure du roving peut être reliée par un nœud simple à l'extrémité intérieure d'une pelote mise en attente à côté de la première, afin d'éviter une interruption de dévidage des rovings. Dans le cas d'utilisation de bobines, les cantres de dévidage sont constitués par du matériel plus élaboré. Chaque bobine, qui comporte un mandrin en carton, est placée sur un support à axe horizontal animé d'un mouvement de rotation. Il y a plusieurs supports par cantre, généralement 8 ou 12, qui sont tous animés d'un tel mouvement. Chacun de ces supports est freiné à l'aide d'un système permettant d'obtenir une tension régulière de la mèche tout au long du dévidage de la bobine. Une telle installation permet à l'ensemble des rovings utilisés sur un même cantre d'avoir la même tension de dévidage. Des œillets guident ensuite chaque roving jusqu'à la sortie du cantre. Les rovings utilisés à la défilée par l'intérieur, donc présentés en pelotes, sont de plus en plus souvent des rovings directs ; les rovings utilisés à la déroulée, donc présentés en bobines, sont soit des rovings directs présentés sur tube, soit des rovings assemblés. Les rovings utilisés en enroulement filamenteux ont le plus souvent des titres de 1 200, 2 400 ou 4 800 tex (nombre de fibres par fil). Ce sont généralement des rovings non imprégnés, mais on utilise parfois des rovings pré-imprégnés. Ils sont alors présentés en bobines et l'enroulement sur le mandrin s'effectue directement en sortie du cantre (RABOTNOV, et al., 1978).

Le bac d'imprégnation est un réceptacle à résine dans lequel on fait passer les rovings pour qu'ils entraînent la quantité de résine nécessaire à leur imprégnation (HARPER, 1996). Celle-ci se fait soit par plein bain, soit par passage sur un rouleau en rotation dont la partie inférieure plonge dans la résine. Dans le cas d'imprégnation par plein bain, des barres sont disposées à l'intérieur du bac pour que la nappe de rovings plonge dans la résine, les rovings restant parallèles entre eux. Ces barres ont également pour effet d'élargir au maximum chaque mèche de roving pour favoriser l'imprégnation des filaments unitaires. Dans le cas d'imprégnation par rouleau, les rovings sont mis en contact avec la partie supérieure du rouleau qui permet d'apporter aux rovings la quantité de résine nécessaire à leur imprégnation. À l'entrée et à la sortie du bac d'imprégnation, un peigne permet à chaque roving constituant la nappe de rester indépendant. En sortie de bac, un système d'essorage constitué d'embarriages et de racles permet l'essorage de l'excès de résine entraîné par les rovings.

De plus, le procédé est grandement caractérisé par le choix de cette résine. En effet, une résine thermodurcissable est plus avantageuse comparativement à une résine thermoplastique qui s'utilise sous une forme compacte. Selon (ZHANG, et al., 1991), l'addition de thermoplastique dans le procédé d'enroulement filamenteux serait complexe étant donné l'importance de conserver une viscosité basse.

Il y a aussi une étape très importante dans ce procédé qui est la polymérisation du matériau. La température de cuisson et le temps de cuisson jouent un rôle sur les propriétés thermomécaniques du produit final. La température de gélification est directement liée avec la température de transition vitreuse : plus la polymérisation se fait à haute température plus la température de transition vitreuse est élevée (ASM, 2017). Dans ces essais (ZHANG et al., 1991) utilisait une température avoisinant les 100 °C et un temps de cuisson d'au moins 2h. La cuisson chez le partenaire se fait par voie externe en utilisant la technique de rayonnement infrarouge à travers des panneaux fixés près du mandrin. Cette phase se termine après un certain temps, lorsque la polymérisation dépasse 95 % (BERTHELOT, 2012). Lorsque la polymérisation se fait à faible température, cela permet d'avoir moins de contraintes thermiques résiduelles (ODRU, 1992). Ensuite, une fois le mandrin extrait, il est possible de couper les extrémités du sous-produit selon le besoin. (BARDONNET, 1992a) utilise une rampe infrarouge pour compléter la polymérisation ; cette étape de post-cuisson augmente les propriétés mécaniques du matériau (LIETARD, et al., 2000)

Il faut noter que les mandrins servant à la fabrication des tuyaux ont des longueurs comprises entre 2 et 10 mètres. Les longueurs les plus courantes se situent entre 3 et 6 m. Les diamètres vont d'une dizaine de centimètres jusqu'à 2 m, voire davantage (BERBAIN & CHEVALIER, 1997). La conception de ces mandrins est variable selon les diamètres et les pièces à réaliser :

- Métalliques monoblocs pour les tubes de diamètre inférieur à 500 mm, avec une surface polie, l'extraction du tube se faisant grâce au retrait de la résine, qui a pour effet d'augmenter légèrement son diamètre intérieur ;
- Métalliques avec un système de rétraction pour les tubes ou viroles de diamètre supérieur à 500 mm ; c'est la conception la plus répandue ;
- En matière fusible (métal à température de fusion peu élevée) ou destructible (sable + liant) pour l'obtention directe d'une citerne (virole + fonds) lorsque l'on veut obtenir des caractéristiques optimales ne permettant pas l'emploi de fonds rapportés par collage sur la virole ; ce système est surtout utilisé dans l'industrie aérospatiale ;
- Métalliques démontables : ce système est utilisé dans les applications où l'on recherche de hautes performances mécaniques. Par exemple, les réservoirs ou citernes sous pression où la virole et les fonds doivent être exécutés en même temps. Les différentes pièces constituant le mandrin sont extraites, une fois la citerne terminée, par une ouverture ménagée sur l'un des fonds.

Le procédé par enroulement filamentaire est très utilisé surtout pour toutes pièces de révolution à produire en série, et nécessitant une résistance élevée. On fabrique, par cette technique, des tubes pour les installations pétrolières, des tuyaux pour le chauffage urbain, pour l'assainissement ou pour l'adduction d'eau. Ces tuyaux sont généralement réalisés avec un renfort de fibres de verre et une résine polyester ou époxyde.

Le procédé d'enroulement, compte tenu des hautes caractéristiques qu'il permet d'obtenir, est également utilisé pour la fabrication de :

- Corps de fusées ;
- Tubes de bazookas ;
- Autres pièces diverses pour l'armement ;
- Radômes ;
- Arbres de transmission ;
- Bouteilles de gaz comprimé.

Pour ces pièces, la matrice la plus utilisée est la résine polyester, avec un renfort de fibres de verre, d'aramide ou de carbone selon le niveau des caractéristiques à atteindre. La taille des pièces produites ne dépend que des limites de la machine. Les mandrins peuvent être en acier comme montré dans la Figure I-38, en aluminium, en bois, en caoutchouc, en matériaux à bas point de fusion (car cette technique n'utilise pas de variation thermique).



Figure I-38 : Mandrin d'une machine d'enroulement filamentaire [Plasticon Composites].

Bien qu'étant la plupart du temps utilisé pour la fabrication de corps creux, l'enroulement filamentaire est un procédé permettant occasionnellement la réalisation d'autres types de pièces ayant des formes relativement complexes. On peut citer, comme exemple, la fabrication de lames de ressort, pièces épaisses pour lesquelles on emploie des fils continus.

L'enroulement filamentaire présente les avantages suivants :

- Obtention de pièces à taux de fibres élevé (de l'ordre de 70 %) apportant de hautes caractéristiques mécaniques ;
- Possibilité sur un matériel adapté de réaliser simultanément la partie cylindrique et les fonds d'une même pièce (citerne, bouteille de gaz, etc.) ;
- Orientation possible du renfort pour obtenir les caractéristiques les plus élevées dans les directions des sollicitations auxquelles seront soumises les pièces fabriquées.

Par contre, il est possible de citer deux inconvénients principaux :

- Le procédé est onéreux à cause du coût du matériel utilisé et du temps de mise en œuvre ;
- L'extérieur des pièces n'a pas un aspect lisse, ce qui peut être un inconvénient pour des pièces visibles.



Un résumé de quelques avantages et inconvénients du procédé d'enroulement est présenté dans ce tableau ci-dessous :

Avantages	Inconvénients
Pièce à haute, voire très haute résistance mécanique à haut taux de renforcement	Pas de possibilités de variation de section (Formes de révolution seulement)
Très grande latitude dimensionnelle (de quelques mm à plusieurs mètres en diamètre et longueur)	Une seule face lisse
Part de la main d'œuvre réduite, large mécanisation	Investissements relativement élevés (lignes industrielles)

Tableau I-1 : Avantages et inconvénients de l'enroulement filamentaire.

#### IV.1.2 Méthodes d'enroulement filamentaire

L'enroulement proprement dit s'effectue sur un mandrin mis en rotation. La nappe de rovings imprégnés de résine est guidée jusqu'à proximité du mandrin où un dernier peigne lui donne sa largeur définitive et assure un bon positionnement. Le nombre de rovings constituant cette nappe est variable selon le diamètre du tube fabriqué. Il peut être de 1 si l'on fait de l'enroulement mono-filamentaire, ce qui est extrêmement rare. Il est plus couramment de 10 à 30 mais peut, dans certains cas, être supérieur à 50, par exemple pour la fabrication de tuyaux ou viroles de diamètre supérieur à 1 m.

L'angle par rapport à l'axe, avec lequel les renforts sont déposés, dépend de la vitesse de rotation du mandrin, de l'orientation et de la vitesse du bras. Le dépôt de la nappe se fait de la gauche vers la droite, c'est ce qu'on appelle un passage. A l'extrémité, la tête s'arrête, change de sens alors que le mandrin tourne encore. Cela permet d'introduire un décalage. La combinaison de deux passages est appelée un circuit ou un cycle. L'ensemble des circuits et le décalage entre ceux-ci représentent le patron. Plus le nombre de circuits est élevé plus le nombre de croisement entre les renforts est élevé.

On distingue trois types d'enroulement qui sont détaillés par la suite (BERBAIN & CHEVALIER, 1997) :

- l'enroulement circonférentiel, pour lequel le renfort fait un angle d'environ 90° avec l'axe de rotation du mandrin ;
- l'enroulement hélicoïdal croisé. Ce dernier permet d'ajuster l'angle des renforts par rapport à l'axe de la structure en fonction des caractéristiques mécaniques désirées. L'angle est déterminé préalablement par calcul en adéquation avec le chargement pour permettre à la structure d'avoir des caractéristiques mécaniques élevées.
- l'enroulement polaire utilisé pour le bobinage de sphères et de réservoirs ;

► Enroulement circconférentiel :

Comme montré dans la Figure I-39, les fibres déposées sur le mandrin font un angle de  $90^\circ$  avec l'axe de ce dernier, ce qui confère au matériau composite une très grande résistance circconférentielle (LUCAS & ZANELLA, 2007).



Figure I-39 : Enroulement circconférentiel d'une couche de fibres [Plasticon Composites].

► Enroulement hélicoïdal :

Dans ce cas, les fibres sont déposées selon un angle donné par rapport à l'axe du mandrin, en jouant sur les vitesses relatives de rotation de ce dernier et de déplacement longitudinal de la tête de dépose (Figure I-40). Cet angle est fonction du rapport des résistances mécaniques circconférentielle et axiale recherché.



Figure I-40 : Illustration d'un enroulement hélicoïdal à  $55^\circ$ .

Il faut noter que l'épaisseur et l'orientation des couches sont déterminées à partir des critères de pression de service, d'éclatement ou de cyclage en se basant sur des critères énergétiques comme le critère de Tsai Wu ou bien la conservation des propriétés mécaniques.

► Enroulement polaire :

L'enroulement polaire est parfois utilisé pour éviter tout glissement de fibres, défaut qui peut apparaître dans le bobinage hélicoïdal sur les fonds bombés de certains réservoirs. Cette technique offre l'avantage d'un mouvement parfaitement continu et régulier, mais exige une installation beaucoup plus importante et plus complexe (cf. Figure I-41).



Figure I-41 : Enroulement polaire ou satellite.

## IV.2 Influence des paramètres du procédé sur les propriétés de la structure

De nombreux paramètres peuvent influencer sur la structure et les propriétés des pièces fabriquées par enroulement filamentaire [ (LAUKE, et al., 1993), (HENNINGER & FRIEDRICH, 2002), (HENNINGER, et al., 2002)] :

- La température de chauffage doit être suffisamment élevée pour assurer une viscosité optimale afin de favoriser le transfert matriciel en prenant soin d'éviter toute dégradation thermique ou oxydation ;
- La pression exercée au niveau de la dépose doit être suffisamment élevée pour assurer le compactage, tout en évitant de dégrader les fibres ;
- La vitesse de rotation du mandrin ne doit pas être trop élevée pour éviter la dégradation des fibres et réduire l'efficacité du compactage ;
- La tension exercée sur la nappe en sortie de dévidoir a également une influence (cf. Figure I-42).

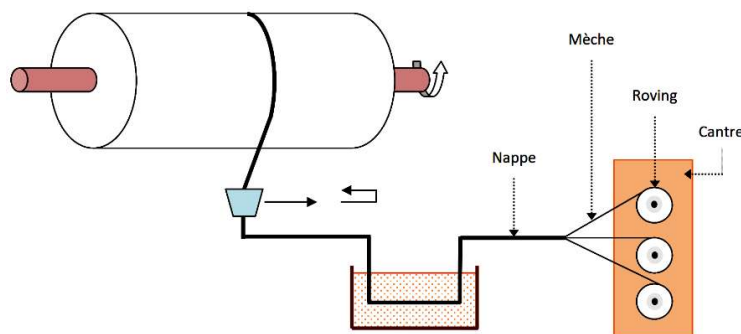


Figure I-42 : Schématisation du procédé d'enroulement filamentaire par voie humide (BINETRUY, 2006).

Concernant les spécificités des structures déjà fabriquées, on distingue un paramètre très important à savoir la tension de mèche. En effet, lors de l'enroulement, cette tension exerce une pression radiale sur les couches précédemment déposées et permet ainsi de les compacter. Lors de ce compactage, le déplacement radial des fibres des différentes couches réduit la tension dans les fibres et entraîne l'apparition de contraintes de compression radiales.

Lors du cycle de cuisson de la structure, la résine passe par un état où sa viscosité diminue fortement et permet une relaxation de ces contraintes. Pour les quantifier, (KEMPNER & HAHN, 1995) ont utilisé des mèches de graphite pré-imprégnées de résine époxy en appliquant une tension constante au cours de la dépose. Les tensions testées sont de 1,335 daN, 2,225 daN et 3,115 daN sur des structures de 15 mm d'épaisseur (cf. Figure I-43). La pression générée par celles-ci au cours de l'enroulement a été mesurée par un capteur directement placé sur le mandrin.

Les relevés montrent que la pression maximale est atteinte après 12 couches déposées sur les 60 au total et que la pression diminue alors rapidement dans le temps du fait de l'écoulement visqueux de la résine. Ainsi, à la fin du bobinage, même avec la tension la plus élevée, la pression appliquée sur le mandrin (environ 0,15 MPa) correspond à celle après la dépose de la première couche.

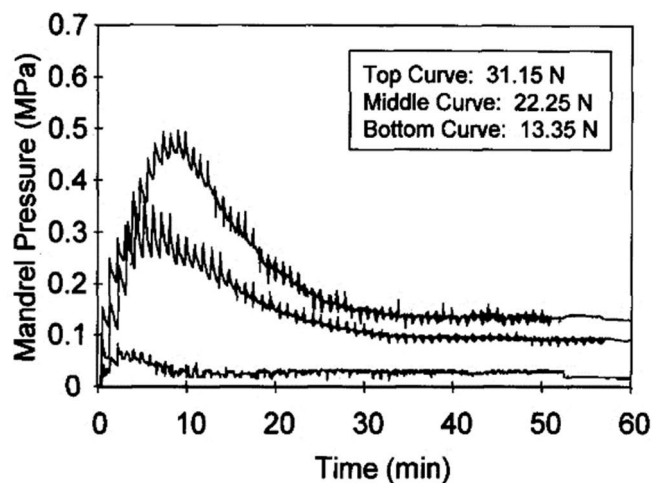


Figure I-43 : Pression sur le mandrin durant l'enroulement des fibres.

Ces travaux ont été réalisés sur des mèches pré-imprégnées de résine. Ainsi, nous pouvons en déduire que dans le cas d'une résine plus fluide (caractéristique de l'enroulement filamentaire par voie humide) le compactage et la relaxation seront plus importants de sorte que le pré-chargement mécanique sur la structure, lié à la tension de mèche, peut être négligé.

Néanmoins, ces mêmes auteurs ainsi que d'autres [ (COHEN, 1997), (MERTINY & ELLYIN, 2002), (KEMPNER & HAHN, 1995)] ont montré que la tension des mèches avait une influence sur les épaisseurs des couches et la fraction volumique de fibres. En effet, Cohen a appliqué différents niveaux de tension et différentes variations de celles-ci dans l'épaisseur

et a constaté sur des tubes de 6 mm d'épaisseur, une augmentation de la fraction volumique de fibres entre l'intérieur et l'extérieur de la structure jusqu'à +/- 10% par rapport à la valeur moyenne. Parmi l'ensemble des paramètres étudiés par (COHEN, 1997), une augmentation de tension de 13,7 daN à 32,4 daN a un effet important sur :

- L'épaisseur de la structure (diminution d'environ 6%) ;
- La fraction volumique moyenne de fibres (élévation de 3,6%) ;
- Le maximum de fraction volumique de fibres constaté à l'intérieur (élévation de 5,3%).

(MERTINY & ELLYIN, 2002) ont insisté sur le fait que ce lien fort entre la tension appliquée et la modification de la fraction volumique de fibres dans la structure doit également être relié à l'essorage manuel qui est fait lors du bobinage et qui permet d'enlever l'excédent de résine, comme montré dans la Figure ci-dessous.

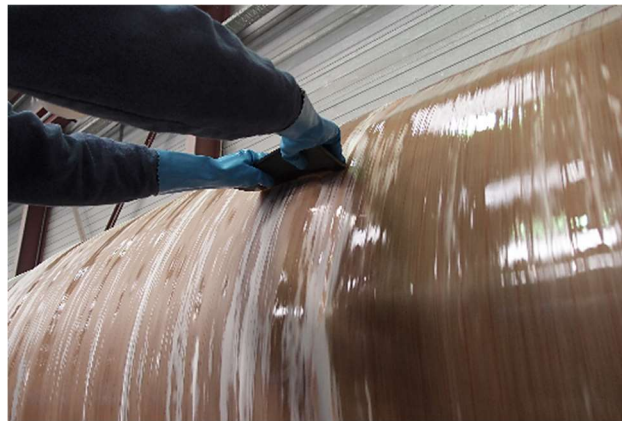


Figure I-44 : Essorage manuel lors de l'enroulement [Plasticon Composites].

La tension du roving est la force motrice nécessaire à la consolidation du mélange fibres/résine. Elle doit permettre à la résine de mouiller complètement le roving et de déformer le faisceau de filaments pour accroître le taux de fibres (Figure I-45). La résine étant présente dans le roving avant la dépose sur le mandrin, le mécanisme de consolidation associé à cette technologie conduit au déplacement radial de la fibre au travers de la résine.

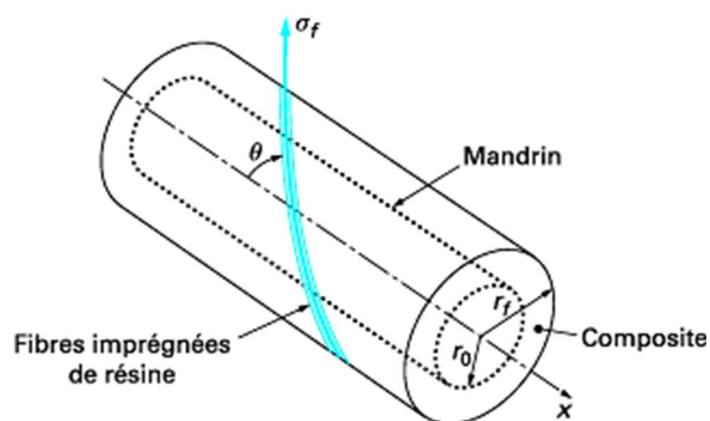


Figure I-45 : Schématisation du procédé d'enroulement (BINETRUY, 2006).

D'après (BINÉTRUY, 2006), la tension des mèches entraîne un pré-chargement mécanique au sein de la structure enroulée mais également une possible modification de la fraction volumique de fibres et de l'épaisseur des couches qui ont un impact sur les propriétés mécaniques du composite constitutif de la structure.

### IV.3 L'enroulement des matériaux sandwich

La fabrication de structures sandwich fait appel, dans un grand nombre de cas, à des technologies de transformation standard des composites (moulage au contact, moulage au sac sous vide ou à l'autoclave, moulage par injection de résine, moulage à la presse, moulage par enroulement filamentaire ou centrifugation...), qui permettent d'intégrer une âme dans l'épaisseur de la structure ainsi fabriquée. Le principe commun à toutes ces technologies est d'assurer l'assemblage des peaux et de l'âme en veillant à assurer une adhésion optimale de ces éléments pour garantir l'efficacité du transfert de charge peau/âme (BINÉTRUY, 2008).

Dans notre cas d'étude, la fabrication des pièces courbées pour faire des matériaux sandwich multicouches peut également être réalisée au moyen d'un procédé de mise en œuvre, dit par « voie humide », pouvant être semi-automatisé (nécessité d'intervenir pour poser les panneaux sandwich, essorer la résine, etc). Les renforts secs sont imprégnés par la résine thermodurcissable au cours de la mise en forme. Une grande liberté est laissée au concepteur quant au choix des matériaux constitutifs des peaux (feuilles métalliques, pré-imprégnés, tissus secs, polymères...) qui se présentent sous forme de rouleaux. Un film adhésif est inséré si nécessaire, entre l'âme et les peaux, pour renforcer l'adhésion entre les deux constituants et éviter encore plus le phénomène de décollement. Pour donner une idée du principe global expliqué précédemment, un exemple de structure sandwich fabriquée par enroulement filamentaire pour des caisses de tramway est illustré sur la Figure I-46.



Figure I-46 : Caisses de tramway : pièces sandwich obtenues par enroulement filamentaire [Fabrication Schindler Technik].

D'après (BINÉTRUY, 2008), les structures produites par enroulement filamentaire sous pression présentent des propriétés mécaniques plus élevées du fait de l'utilisation possible de renforts à fibres continues (unidirectionnels, tissus) et de l'obtention de taux de fibres plus importants. Ces renforts fibreux, ainsi que l'âme (mousse par exemple), sont soumis à une contrainte d'équilibre, que l'on peut calculer à partir des propriétés mécaniques des matériaux. Généralement, si on néglige les phénomènes de relaxation de contraintes de la mousse à l'équilibre, on peut calculer la contrainte d'équilibre  $\sigma_{eq}$  pour la mousse en utilisant la relation suivante :

$$\sigma_{eq} = E_{comp} \left( \frac{h_0 - h_{eq}}{h_0} \right) \quad (1.42)$$

Avec  $E_{comp}$  : module de compression de la mousse ;  $h_0$  : épaisseur initiale de la mousse et  $h_{eq}$  : épaisseur finale de la mousse.

Tandis que pour déterminer l'épaisseur à l'équilibre des peaux ( $e$ ), l'équation suivante doit être résolue :

$$V_f = \frac{N \cdot d_s}{\rho_f \cdot e} \quad (1.43)$$

Avec  $N$  : nombre de plis de renfort dans la structure stratifiée ;  $d_s$  : masse surfacique du renfort fibreux ;  $\rho_f$  : masse volumique de la fibre et  $V_f$  : fraction volumique de fibres.

Par conséquent, les épaisseurs étant reliées par la relation (1.44), on peut déduire l'épaisseur à l'équilibre de la mousse ( $h_{eq}$ ) :

$$h = 2e + h_{eq} \quad (1.44)$$

Avec  $h$  : épaisseur désirée pour le sandwich (donnée d'entrée).

## IV.4 L'avenir de l'enroulement filamentaire à travers le projet

L'enroulement filamentaire continue d'être l'une des méthodes de fabrication les plus fiables pour les pièces composites de révolution, surtout quand les fabricants existants étendent leurs capacités d'utilisation de ce procédé et quand de nombreux nouveaux fabricants commencent à l'employer dans leurs zones géographiques où se trouve le marché demandeur. Après quelques années de ralentissement, l'industrie des composites progresse maintenant à grands pas en même temps que la technologie de bobinage de filaments qui joue un rôle important dans la promotion de l'utilisation des composites dans de nouveaux domaines du marché et qui permet surtout de tester et d'utiliser de nouveaux matériaux. C'est le cas notamment de notre étude qui consiste à développer le procédé d'enroulement des sandwich en optimisant le coût de revient et la masse des structures réalisées. Notre partenaire au projet, Plasticon Composites, vise à travers le fabricant des véhicules d'hydrocurage une commercialisation exclusive pour le marché des hydrocureurs. Cela pourra également lui permettre une large possibilité de transposition de la technologie développée sur les véhicules de ramassage d'ordures ménagères, transport de liquides agressifs ou chargés, etc. L'histoire de l'innovation et le progrès dans l'enroulement filamentaire est exploitée notamment par de nombreuses entreprises qui travaillent dans différents domaines de l'industrie des composites et nous pouvons nous attendre à voir plus d'innovation et de progrès dans les années à venir.

## Chapitre V. Conclusions et démarche adoptée

---

Pour obtenir des résultats pertinents, il est important de bien cerner les connaissances déjà existantes d'où ce travail bibliographique. Afin de satisfaire aux exigences des exploitants (critères économiques) et à ceux de la législation (critères sécuritaires et techniques), il était utile de rappeler les enjeux du projet actuel pour la société partenaire (Chapitre 1) et les contextes dans lesquels s'inscrit cette étude, puis de mettre en évidence un certain nombre de spécificités liées au procédé d'enroulement filamentaire (Chapitre 2), surtout pour les matériaux composites. Ainsi, une description plus détaillée a été faite pour le procédé de mise en œuvre, les paramètres de l'enroulement et leur influence sur la structure et sur les propriétés, les types d'enroulement et plus spécifiquement l'enroulement des matériaux sandwich. De même, on s'est intéressé à l'effet du procédé de fabrication sur les matériaux fabriqués.

Pour cela, une introduction générale aux composites a été faite (Chapitre 3) avec une présentation plus détaillée des matériaux sandwich, leurs domaines d'application et les différents essais mécaniques susceptibles de caractériser ce type de matériau. En même temps, on s'est focalisé sur les comportements mécaniques des matériaux sandwich pour comprendre ce type de matériaux et bien analyser, par la suite, les endommagements générés. Une synthèse de quelques méthodologies existantes qui concernent l'analyse du comportement des matériaux sandwich a été faite. Il est nécessaire de connaître leur comportement mécanique afin d'exploiter entièrement toutes leurs possibilités.

La synthèse bibliographique présentée dans cette partie montre que la technique de l'enroulement filamentaire semble être un moyen adapté à la fabrication des structures courbes en sandwich et que ces matériaux innovants connaissent un essor important, tant dans les applications les utilisant, que dans les technologies les mettant en œuvre. Leurs avantages résident principalement dans la forte rigidité en flexion, l'excellente résistance à la fatigue, l'isolation thermique et le faible poids. Ces derniers ont poussé beaucoup d'industries de transport telle que l'automobile et le ferroviaire à s'y intéresser. Le seul problème est leur mode de rupture ou de ruines qui reste imprévisible : indentation du cœur, cisaillement du cœur, rupture des peaux ou dégradation de l'adhésive.

Pour ce faire, la démarche adoptée dans notre étude se décompose en deux parties distinctes. La première concerne le « Procédé d'enroulement des structures sandwich » et la deuxième porte sur la « Caractérisation expérimentale des matériaux ».

En s'appuyant sur la revue bibliographique, la première partie de la démarche proposée consiste à valider les matériaux choisis, en fonction de la solution d'enroulement adoptée. Pour cela, une étude de solutions possibles pour l'enroulement des sandwich est menée dans le but d'optimiser le processus industriel et proposer des solutions pertinentes de fabrication par enroulement filamentaire.



Les types de matériaux candidats ainsi que leur méthode de fabrication optimisée étant définis, la seconde partie de cette démarche a pour but de justifier le choix des matériaux composites choisis pour fabriquer la citerne en déterminant leurs propriétés mécaniques à travers la réalisation d'une série d'essais de traction perpendiculaire, de flexion trois ou quatre points, de compression perpendiculaire et longitudinale et d'impact à basse vitesse. D'une part, ces essais ont pour but d'identifier les caractéristiques de la structure sandwich qui a un comportement de type orthotrope et, d'autre part, les valeurs à la rupture qui sont les contraintes à la rupture et les déformations à la rupture. En parallèle, une étude expérimentale de l'endommagement est abordée pour pouvoir analyser la dégradation des matériaux lors des sollicitations mécaniques. Après une brève description générale de l'endommagement des composites, les différents mécanismes d'endommagement identifiés sur des éprouvettes déjà sollicitées sont présentés. L'enjeu de cette étude est de comprendre la cinétique d'endommagement du matériau pour dresser la chronologie d'apparition des mécanismes. Pour y parvenir, deux démarches sont adoptées pour suivre cette évolution des phénomènes d'endommagement : il s'agit des observations in situ par caméra au cours de l'essai et du suivi des essais par la technique de l'émission acoustique pour détecter et enregistrer, en temps réel, les signaux associés à ces modes de dégradation du matériau.

## Partie 2

# Procédé d'enroulement des structures sandwich

### Sommaire

---

Chapitre I.	Introduction.....	64
Chapitre II.	Règles de conception.....	65
Chapitre III.	Proposition et étude des solutions d'enroulement .....	69
Chapitre IV.	D'un cas test au laboratoire vers une structure industrielle.....	98
Chapitre V.	Conclusions de la partie.....	113

## Chapitre I. Introduction

---

L'industrie des matériaux composites, bien que relativement récente, n'a cessé de croître et d'innover, de par les gains qu'apportent ces matériaux notamment du point de vue de l'allègement des structures afin de réduire les émissions de polluants par exemple dans le domaine des transports. Pour rester compétitif, la conception et la réalisation de pièces optimisées nécessitent un contrôle précis des procédés de mise en forme. Cette maîtrise passe par une connaissance de plus en plus fine des phénomènes physiques se déroulant au sein des pièces lors des différentes étapes menant à leur mise en forme. De plus, la forte activité a conduit à l'émergence de nouveaux procédés et à des besoins de cadences de plus en plus importantes. Cependant, les procédés de mise en œuvre de pièces structurales disponibles actuellement génèrent des cadences de production plutôt limitées à quelques pièces par jour dans le meilleur des cas. Il est donc important dans le processus d'innovation d'intégrer le facteur temporel pour rester compétitif sur le plan industriel.

Ce projet vise à développer des technologies efficaces en vue de réaliser des structures composites sandwich, plus légères, plus grandes, avec un niveau de stabilité équivalent et ce, à l'échelle industrielle. Il est prévu à ce titre d'utiliser des matériaux composites à renfort de fibres de verre et à matrice en mousse comme par exemple celles en PET, PU ou PP, afin de constituer le noyau de la structure sandwich. Les faces de la structure globale, dites peaux, vont être en matériaux composites à fibres longues.

L'intérêt du projet sera porté par la réalisation de structures d'un seul tenant qui offre de nombreux avantages pour les fabricants des citernes en composites. Tout d'abord, les structures composites sandwich fabriquées d'un seul tenant sont, d'une part, plus stables mécaniquement, d'autre part, elles résistent mieux aux écarts de pression. Le choix d'utiliser des matériaux composites sandwich permet par ailleurs de gagner en légèreté par rapport à des structures monolithiques traditionnelles à performances mécaniques équivalentes. En outre, l'utilisation de mousses flexibles permet de renforcer la structure sandwich de manière plus efficace, procurant à l'industriel une marge de liberté plus conséquente tant au niveau de la conception que des propriétés mécaniques. Plus légères, plus stables, plus flexibles, l'utilisation de structures composites contribuera de manière significative à l'amélioration intrinsèque de la compétitivité de ce type de structures. En plus il faudra prendre en compte la dimension logistique (supply chain, approvisionnement en Europe...) dans le cadre du projet.

L'objet de cette partie est donc d'étudier des conceptions possibles d'enroulement de matériaux sandwich afin de choisir la solution la plus adaptée industriellement pour la fabrication de la citerne en composites chez le partenaire du projet Plasticom Composites. Ce choix doit respecter certains critères de conception bien définis pour avoir la meilleure solution qui répond bien aux besoins du projet.

## Chapitre II. Règles de conception

### II.1 Critères de choix matériau / procédé

Les principales propriétés des matériaux composites sont la légèreté associée à de hautes résistances mécaniques. Il faut donc que le procédé préserve cet avantage. Il est aussi primordial de choisir les matériaux et la mise en œuvre en parallèle. On ne peut pas sélectionner d'abord une matière, puis examiner plus tard le choix du procédé de fabrication car des différences importantes de caractéristiques sont possibles. Par exemple, un matériau du type résine polyester / fibres de verre peut avoir une résistance à la rupture de **150 MPa** s'il est moulé au contact et **1500 MPa** s'il est mis en œuvre par enroulement filamentaire (BINÉTRUY, 2008).

Une présélection de matière peut être faite par l'analyse d'applications similaires déjà existantes. Le choix de la technique de moulage sera fait à partir de critères géométriques et dimensionnels, de l'importance des séries et de la nature de la matière pressentie. Les tableaux suivants permettent de faire ces choix.

Fonction principale demandée à une pièce	Matières envisageables (Liste non exclusive ni exhaustive, seulement indicative)
Optique, transparente (Lunette, matériel de laboratoire, vitrage, etc.)	PMMA, SMMA, polycarbonate, polystyrène, polysulfone, polyéthersulfone, polyméthylpentène, polyester PET, ionomère, puis PVC, cellulosiques, polyoléfine, certaines époxydes et polyesters.
Frottante (engrenage, etc.)	Acétal, polyamide, polyimide, polyuréthane, polyéthylène, fluorés.
Facilement usinable	Cellulosiques, acétal, polyamides, polycarbonate, PMMA.
Soudable	PVC, polyéthylène, polypropylène et tous thermoplastiques rigides par ultrasons (difficile pour les fluorés, impossible pour les thermodurcissables).
Collable	Époxyde, polyuréthane, PMMA, polystyrène et dérivés (très difficile pour les polyéthylènes, polypropylènes et fluorés).
Tenue au feu	Phénolique, polyimides, polysulfone et dérivés, PPS, PEEK, polyfluorés (et d'autres s'ils sont chargés d'un agent ignifugeant).
Tenue au choc	Polyuréthane, polycarbonate, polyéthylène basse densité, polyamide, ionomère.
Mousse	Polyuréthane, PVC, phénolique, polystyrène, polyimide, polyéthylène, urée.
Film	Polyéthylène, polypropylène, polyfluorés, polyimide, polyamide, polycarbonate, PVC, cellulosiques.

Tableau II-2 : Types d'application et âmes sandwich souvent utilisés.

Constituant	Exemples de critère de choix (non exhaustif)
Fibre	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Caractéristiques mécaniques (rigidité, tenue à la rupture, choc, etc.) ;</li> <li>- Mise en œuvre (choix de l'aspect physique : fibre coupée, tissu, etc.) ;</li> <li>- Densité, prix, etc.</li> </ul>
Résine	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Température de fléchissement sous charge, comportement au feu ;</li> <li>- Type de mise en œuvre (viscosité, catalyse, température de fusion, etc.) ;</li> <li>- Tenue chimique, vieillissement aux intempéries, aux UV, etc. ;</li> <li>- Tenue à la fatigue, frottement, usure, prix.</li> </ul>
Charges et additifs	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Remplissage à bas prix, agent démoulant intégré ;</li> <li>- Amélioration de tenue mécanique (par exemple, compression avec des microbilles) ;</li> <li>- Coloration, amélioration de la tenue aux UV, conduction électrique, etc.</li> </ul>

Tableau II-3 : Critères de choix des constituants d'un matériau composite.

## II.2 Règles géométriques

Dans le cas des composites, il y a des liens importants entre le choix des constituants, la définition du matériau et le choix du procédé de transformation. Il faut effectuer une démarche par itération et, à chaque boucle, essayer un matériau permettant d'assurer les fonctions demandées. On évitera, systématiquement, dans la définition des formes et le dimensionnement, d'appliquer des concepts métalliques à des structures composites. Les particularités des matériaux composites doivent être considérées dès la phase de conception ce qui conduit la plupart du temps à des structures différentes de celles conçues avec d'autres matériaux dont les métaux et alliages. Ainsi, il est préférable d'orienter les fibres dans la direction des efforts de même qu'éliminer au maximum les usinages et limiter le nombre des éléments à assembler (intégration de fonctions). De plus, si l'on cherche un maximum de rigidité en flexion, il faut penser au principe des structures sandwich. La Figure II-47 illustre un exemple d'équivalence de géométrie entre une forme en acier et une autre en matériau composite sandwich.



Figure II-47 : Exemple d'équivalence de géométrie entre une forme en acier et sandwich.

Néanmoins, les particularités géométriques, comme les nervures, trous, bossages, etc., doivent être conçues en fonction des possibilités du procédé de mise en œuvre choisi. Par exemple, les congés de raccordement sont le plus souvent fonction de l'épaisseur et doivent être réduits au minimum afin de limiter les défauts d'aspect sur les contre-faces consécutifs au retrait de la matière au moulage. Les bossages reçoivent le plus souvent les éléments mécaniques d'assemblage, inserts ou vis auto-taraudeuses. Ils doivent en principe être définis en maintenant l'épaisseur nominale de la pièce, et doivent comporter les dépouilles propres au démoulage. Leur dimensionnement exact est généralement lié au mode de transformation retenu. L'épaisseur nominale est l'épaisseur moyenne de la pièce. Elle doit, pratiquement, être aussi uniforme que possible afin de minimiser les effets du retrait et le vrillage après moulage. Sa valeur devrait dans la plus grande généralité des cas être comprise entre 1,5 et 25,0 mm, bien que les épaisseurs les plus fréquentes soient de l'ordre de 2,5 à 5,0 mm (DESSARTHE, 1996).

Les nervures constituent des éléments de renforcement permettant de conférer aux pièces une rigidité suffisante sans une augmentation prohibitive de la masse. Elles doivent respecter les épaisseurs nominales et comporter une dépouille nécessaire au démoulage (le haut de la nervure a généralement une épaisseur de 75 à 90 % de l'épaisseur nominale). Leur hauteur ne peut être quelconque. Les géométries d'extrémités et bords libres doivent apporter une rigidification de l'ensemble, soit au moyen d'un épaississement local, soit en nervurant les bords libres des pièces tout en conservant l'épaisseur nominale (solution préférable). Le choix du procédé de transformation et ses implications sur la géométrie des pièces imposent nécessairement un ensemble de limitations.

Dans le cas des structures sandwich, le choix peut être justifié par la recherche simultanée de l'allègement et de la rigidité, dès lors que les épaisseurs de structures envisageables ne constituent pas une entrave majeure, ou que les formes exigées, non planes, imposent la présence d'une âme de remplissage ne participant que partiellement à la résistance mécanique de l'ensemble. L'épaisseur totale des sandwich la plus courante est de l'ordre de 10 à 250 mm. Les caractéristiques des panneaux sandwich dépendent : des épaisseurs, des procédures d'assemblage et des caractéristiques particulières des composants : peaux, âme, film de colle, ainsi que des dispositifs d'assemblages ou d'appuis aux extrémités des panneaux, ou localisés dans les panneaux. L'âme de ces structures, de géométries et de dimensions variables en fonction des applications et fournisseurs, se caractérise par la densité ou masse volumique, la résistance en compression, orthogonalement au plan principal des panneaux, les résistances en cisaillement dans un plan parallèle au plan principal du panneau. Les caractéristiques sont approximativement proportionnelles à la masse volumique pour une même nature de matériau.

### **II.3 Principe de conception intégrale**

Les structures composites sont intéressantes car elles présentent un ratio performances sur masse très important. Malheureusement, il faut aussi intégrer la notion de coût qui peut souvent représenter un frein à leur utilisation. Plus précisément, l'utilisation de structures

composites dans des domaines grand public comme l'automobile demande de réduire les coûts matière, de production, ... La mise en œuvre des aspects économiques dès la phase de conception est donc primordiale.

Comme mentionné dans de nombreuses références comme [ (BEUKERS, 1989), (VAN TOOREN, et al., 1993), (BEUKERS, et al., 1998)], le choix du matériau composite demande une attention équivalente à la conception de la structure elle-même. Plus précisément, l'adaptation des propriétés mécaniques caractérisant une structure composite élémentaire implique habituellement le choix des matériaux, la séquence d'empilement, l'épaisseur des couches individuelles et les orientations de fibres. De toute évidence, un choix de matériaux alternatifs conduira probablement à la modification de la séquence d'empilement par exemple etc... Un exemple typique de cette affirmation est la fabrication de réservoirs sous pression pour lesquels le choix du type de fibres et de la matrice affecte directement l'orientation optimale des faisceaux de fibres utilisés [ (JAE-SUNG, et al., 2002), (DE JONG, 1983), (KABIR, 2000)]. Par conséquent, la sélection des matériaux et la détermination de la forme doivent être effectuées simultanément. C'est le principe général de la « conception intégrale ».

Cependant, au lieu de deux paramètres (matériaux, géométrie), nous en arrivons à trois : matériaux, géométrie et caractéristiques du processus de production ce qui peut ajouter des coûts supplémentaires. Par conséquent, le processus de conception d'un produit en composite et plus spécifiquement en sandwich doit impliquer simultanément l'évaluation des processus de production sélectionnés et optimisés et la construction du matériau (BANNISTER, 2001). On peut penser à l'influence de la qualité de fabrication sur les performances mécaniques, les vides, l'adéquation d'une conception pour un certain processus de production, la sélection de ce procédé en fonction du volume de produit souhaité (prototype ou en série) et ainsi de suite.

## Chapitre III. Proposition et étude des solutions d'enroulement

L'objectif principal de ce chapitre est de montrer les travaux qui ont été menés pour pouvoir adapter le procédé d'enroulement filamentaire aux besoins des partenaires. Un certain nombre de questions se posent dont régler d'une façon optimale le couple matériau/process, c'est-à-dire trouver un matériau d'âme adéquat pouvant être facilement mis en forme tout en supportant les efforts de pression exercés par les fils de fibres mis sous tension.

En ce qui concerne ce projet, et à partir du principe de l'enroulement filamentaire classique représenté dans la Figure II-48, nous avons cherché des solutions de conception qui soient les mieux adaptées à l'enroulement d'un matériau sandwich sur un mandrin cylindrique comme le montre la Figure II-49, tout en respectant les paramètres du procédé et leurs influences sur la structure et les propriétés. Une présentation des différentes solutions pour fabriquer ce type de matériau avec le procédé d'enroulement est abordée par la suite. En fait, ce processus peut être caractérisé par une maîtrise significative de l'ensemble des problèmes liés à la conception des composites : détermination de la forme, placement des fibres, cinématique et dynamique du processus de production et enfin, la performance du produit lui-même.

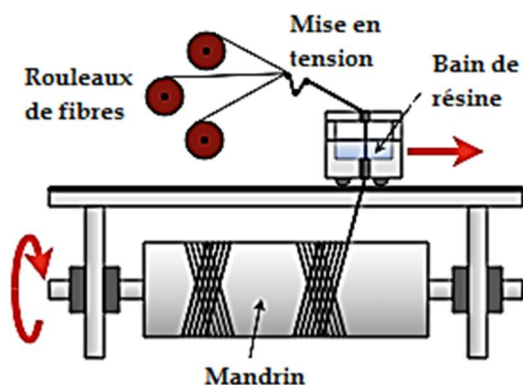


Figure II-48 : Procédé d'enroulement filamentaire classique.



Figure II-49 : Enroulement d'une couche de fibres [Plasticon Composites].

Rappelons brièvement que le procédé d'enroulement filamentaire permet de réaliser des formes cylindriques de tailles pouvant faire plus de quelques mètres de diamètre. Il permet la réalisation d'un taux élevé de renfort, qui peuvent atteindre 60 à 75 %, voire 80 %, permettant l'obtention d'excellentes caractéristiques mécaniques ; la possibilité de privilégier les renforcements dans des directions choisies en modifiant l'angle d'enroulement ; l'importance des dimensions de pièces ; l'application aux thermodurcissables et thermoplastiques renforcés par des fibres continues. En revanche, les investissements sont importants, les possibilités de formes de pièces sont relativement limitées, la nature et la disposition des renforts doivent être soigneusement calculées.



Maintenant les critères de choix du matériau d'âme, qui va être utilisé dans ce procédé, doivent être fixés. En pratique, la sélection de l'âme contribue largement aux propriétés et donc à la qualité du matériau sandwich qui doit être fabriqué dans ce projet. Puisque le choix de ce matériau du cœur est relativement critique, il doit faire l'objet d'une attention particulière.

### III.1 Critères de choix des matériaux d'âme

La réalisation d'un matériau sandwich nécessite le choix d'une résine, d'un renfort, et d'un matériau d'âme, comme expliqué dans le chapitre 2 de cette partie. Le choix de ces matériaux doit d'abord être fait dans l'objectif d'une masse minimale associée à des contraintes mécaniques demandées, puis en tenant compte des conditions environnementales tels que la température, le degré d'humidité, l'ambiance corrosive et autres, les possibilités de maintenance (facilité d'inspections et de réparations éventuelles) et surtout le prix de la matière première.

En effet d'après (BINÉTRUY , 2008), il y a plusieurs critères de sélection pour l'âme, à savoir :

- **Drapabilité / courbure** : pour des applications bien définies, comme c'est le cas de ce projet, l'âme sandwich doit posséder l'aptitude à être drapé sur une surface courbe, sans affecter ses propriétés mécaniques en service. La très grande flexibilité constitue un atout pour ce type de matériaux permettant de réaliser des rayons de courbure variables et d'augmenter par conséquent le champ d'applications. La mise en œuvre de l'âme sera plus facile si le rayon de courbure augmente. Des âmes sous formes de petits blocs assemblés et liés entre eux par une trame de verre peut alors être envisagé.
- **Résistance au cisaillement** : dans le cadre de l'utilisation de mousses, la résistance au cisaillement et la raideur de la structure sandwich peuvent être améliorées en augmentant la densité du matériau d'âme. Un compromis pourra alors être trouvé dans le choix du matériau entre de bonnes propriétés mécaniques et la masse ;
- **Résistance en flexion** : il est possible d'augmenter le moment quadratique et la résistance en flexion, en augmentant la distance entre les deux peaux du sandwich, c'est-à-dire en augmentant l'épaisseur de l'âme. Il s'agit d'exploiter le théorème de Huygens. Néanmoins, cette solution a pour limite la masse et les dimensions qui ont été fixées pour le composite désiré. Un compromis devra alors être trouvé dans le choix du matériau d'âme, entre les propriétés en flexion de celui-ci, son prix, et les dimensions de la structure composite ;
- **Résistance au choc** : cette propriété est liée en partie à l'absorption d'énergie de l'âme. Celle-ci peut être améliorée en augmentant la densité du matériau la constituant, avec l'augmentation de la masse pour une contrainte maximale donnée. Cependant, le matériau en lui-même peut apporter des différences substantielles. Ainsi, une âme en mousse et une structure en nid d'abeille présenteront des comportements différents. L'âme en mousse diffuse l'énergie liée au choc au sein du panneau sandwich en l'absorbant dans sa structure cellulaire. C'est pourquoi les mousses d'origine

thermoplastique, ainsi que les mousses thermodurcissables flexibles ont une bonne capacité d'absorption aux chocs. Dans un nid d'abeille, les parois transfèrent l'énergie perpendiculairement d'une face à l'autre, risquant de générer ainsi des fissures au niveau de la face opposée ;

- **Résistance à la compression** : les contraintes maximales en compression doivent être prises en compte dans le choix du matériau d'âme. Elles sont en effet totalement transférées à celui-ci. Par exemple, les nids d'abeille permettent d'atteindre des contraintes de compression élevées, perpendiculaires aux panneaux. Mais leur forte anisotropie est défavorable dans le cas de pièces subissant des charges hydrostatiques. Elles peuvent se rompre si les sollicitations en compression se font suivant plusieurs directions. Pour certaines applications, une combinaison mousse-nid d'abeille s'avère alors intéressante ;
- **Résistance au pelage** : elle représente la propriété d'adhésion entre la peau et l'âme. Une résistance au pelage insuffisante peut conduire au délaminage des peaux et causer des ruptures catastrophiques. Usuellement, dans les structures collées possédant des âmes en mousse, les forces d'adhésion du joint de colle entre les peaux et l'âme sont supérieures à la force de cisaillement de celle-ci. Là encore, cette propriété dépend largement du matériau constitutif de l'âme, plutôt que de la forme ou des dimensions données à celle-ci ;
- **Absorption de l'eau** : l'absorption d'eau dans les âmes constituant les structures sandwich peut conduire à des diminutions significatives des propriétés mécaniques. Ainsi, certains matériaux voient leur résistance à la compression chuter de façon significative après une courte période d'exposition à l'eau et ce, à température ambiante. En service normal, il peut arriver que l'évaporation d'un liquide (eau, solvant...) entraîne un délaminage des peaux du composite. L'utilisation d'une âme sensible à l'humidité devient alors particulièrement critique. On note également qu'une âme sera d'autant moins sensible à l'humidité que sa densité sera élevée ;
- **Isolation** : les isolations thermique et phonique sont nécessaires pour certaines applications. C'est le cas notamment dans le domaine des transports, où l'allègement des structures et l'amortissement des vibrations sont également requis. Grâce à leur structure cellulaire, beaucoup de mousses permettent d'obtenir de bonnes propriétés isolantes, tandis que les nids d'abeille fournissent des résultats moins concluants. Par conséquent, lorsqu'une application nécessite d'avoir de bonnes caractéristiques en isolation thermique ou acoustique, les panneaux sandwich à âmes en mousse sont souvent choisis comme solution. Il est aisé de constater que, pour une application précise, seuls quelques matériaux d'âmes, parmi tous ceux qui sont disponibles, peuvent effectivement convenir et répondre aux attentes fixées.

Pour résumer, les propriétés mécaniques de la structure globale ainsi que l'allègement de celle-ci restent les principaux critères intervenant dans le choix des constituants, et notamment dans celui de l'âme du matériau sandwich (ZENKERT, 1995). Néanmoins, le coût de production et d'achat, ainsi que la durabilité, doivent également être pris en compte.

De façon générale, lorsque le ratio propriété mécanique sur masse est le seul objectif, les matériaux sandwich avec âme en structure nid d'abeille sont les plus intéressants, entre autres en raison de leur prix plus faible. À l'inverse, dès que des caractéristiques particulières seront recherchées, il faudra recourir préférentiellement à une mousse.

### III.2 Particularités liées à l'allègement de structures

Il faut noter que d'autres facteurs, outre la propre densité des constituants, entrent aussi en jeu lorsque la masse totale d'une structure sandwich est considérée (ZENKERT, 1997). Par exemple, les mousses de faible densité, qui contribuent très peu à la masse du sandwich, ont très souvent une structure cellulaire ouverte en surface, dans laquelle la résine est susceptible de pénétrer en quantité non négligeable. Plus la densité de la mousse est faible, plus grandes sont les cellules et plus prononcé est le problème d'absorption de résine. Au contraire, les nids d'abeille se révèlent très performants sous cet angle (voir Figure II-50) à la seule condition de placer une interface comme un adhésif bien formulé entre la peau supérieure et le nid d'abeille (GAY, 2005).

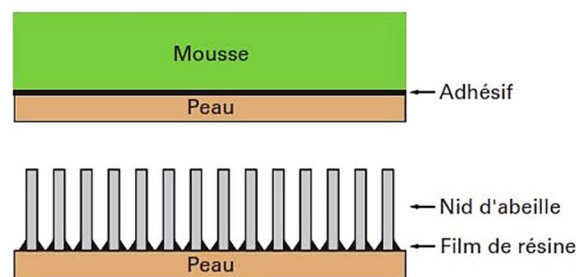


Figure II-50 : Liaisons âme/peau stratifiée pour des mousses et des nids d'abeille (Documentation SP SYSTEMS).

Enfin, il convient de rappeler qu'une âme doit également être ajustée parfaitement à la pièce, de manière à éviter que des vides et cavités ne soient comblés par de l'adhésif, ce qui réduirait d'autant plus l'effet d'allègement. C'est la raison pour laquelle les âmes en mousse, ou en balsa, sont souvent prédécoupées en forme de petits carrés supportés par un tissu fin et léger, de manière à épouser au mieux les géométries courbes des pièces complexes. La réalisation d'entailles dans les âmes en mousse, sur la face opposée à la surface de conformation, poursuit le même objectif. Cependant, la consommation d'adhésif a tendance à augmenter dans ce cas à cause des rainures séparant les carrés de mousse.

Pour les pièces géométriquement complexes, où la masse constitue un paramètre critique, l'utilisation des âmes en nid d'abeille doit être plutôt considérée. Leurs variantes sur-expansées (avec une variété de schémas d'étirage conduisant à une plage de conformabilité importante) sont, en général, retenues dans les pièces sandwich incurvées. Quant aux mousses thermo-formable, elles sont choisies pour la facilité de leur mise en œuvre (production en série). C'est le cas par exemple des mousses en PET qui peuvent être chauffées au-dessus de leur point de ramollissement et préformées à la géométrie du moule.

### III.3 Introduction aux matériaux d'âmes candidats

Suite à la définition des critères de choix des matériaux d'âme dans la section précédente, une description d'une liste non exhaustive de quelques types de matériaux d'âme sandwich, susceptibles de répondre aux besoins du projet, est présentée dans ce qui suit :

#### III.3.1 PARABeam 3D

La solution Parabeam (PARABEAM, 2017) permet de confectionner, d'une manière simple, des éléments plans ou cintrés, en structure sandwich. Il s'agit d'un produit 3D en fibres de verre comportant des fils d'écartement entre les deux couches extérieures comme montré dans la Figure II-51.

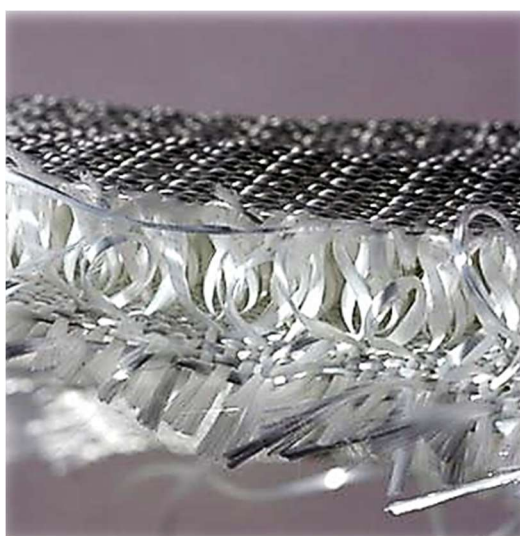


Figure II-51 : Matériau composite 3D : Parabeam.

Le matériau sandwich est obtenu directement sans ajout de peaux, par moulage au contact manuel (Figure II-52). Si le tissu (a) est imprégné de résine (b), les fibres constituant les fils d'écartement se redressent par action capillaire (c). On obtient par la suite un sandwich en plastique renforcé de fibres de verre extrêmement résistant et de faible masse, comme montré sur la Figure II-53-a-b-c. Le Parabeam est fourni dans une largeur standard de 1270 mm et pour des épaisseurs allant de 3 à 22mm.

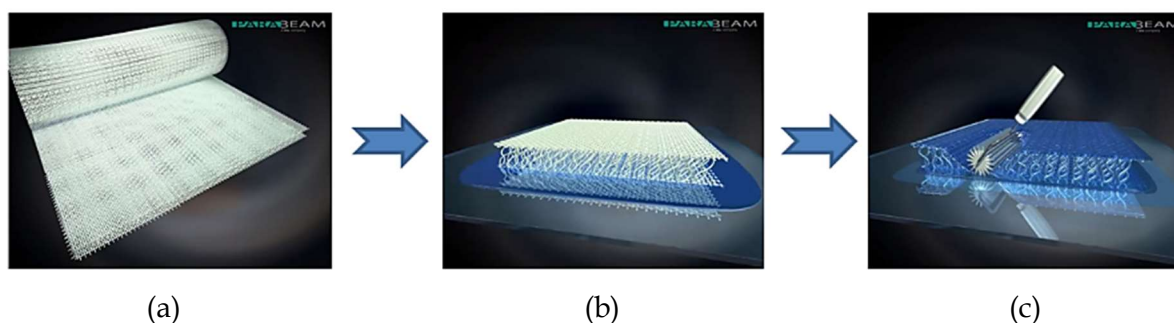


Figure II-52 : Processus de mise en œuvre du Parabeam 3D.

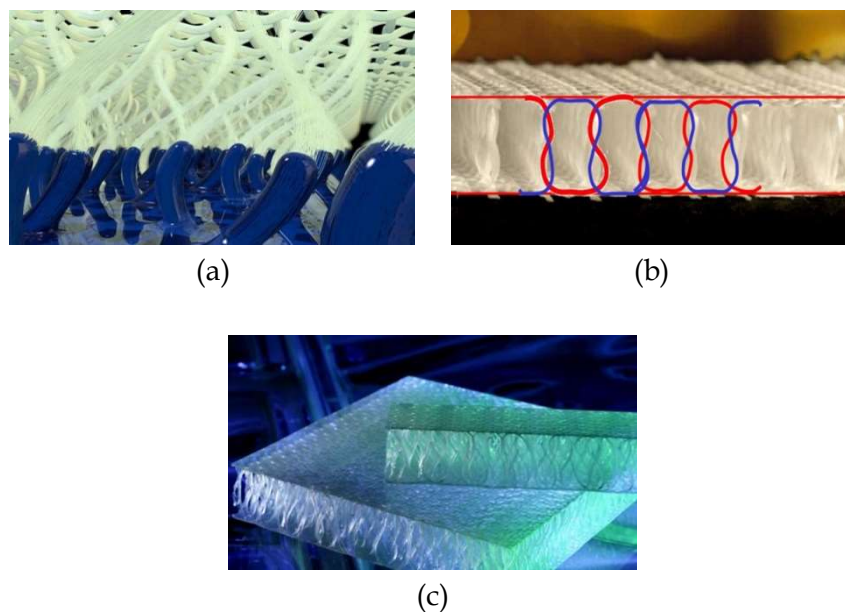


Figure II-53 : Matériau sandwich Parabeam après durcissement.

Ce type de matériau permet aussi d'avoir des sandwich avec une épaisseur progressive. Avant que la résine ne se polymérise le Parabeam peut être compressé et adapté aux besoins, ce qui permet une grande variété d'applications. Par exemple, le sandwich peut commencer avec une épaisseur de 15 mm et terminer à 1 mm. Les zones où un accessoire doit être inséré ultérieurement peuvent être ensuite compressées (cf. Figure II-54).

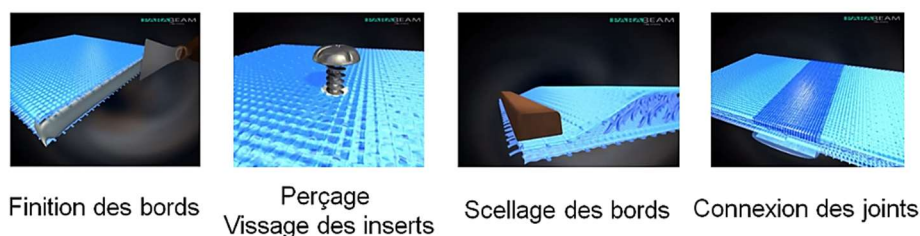


Figure II-54 : Solutions techniques possibles avec Parabeam 3D.

L'annexe du chapitre 1 fournit davantage d'informations sur le matériau Parabeam® 3D.

### III.3.2 ARMAform PET

Ces dernières années, les mousses PET ont pu s'imposer parmi les matériaux d'âme pour les constructions sandwich, en lui associant les peaux les mieux adaptées pour avoir la structure voulue. Grâce à leurs excellentes propriétés techniques et leur optimisation des ressources, les mousses en polyéthylène téréphtalate (PET) sont devenues de plus en plus attrayantes pour un grand nombre d'applications. En effet, le fabricant de ce type d'âmes (ARMACELL, 2017) est un pionnier dans ce domaine et a été le premier à réussir à qualifier et développer ce matériau innovant pour l'industrie des matériaux composites. Il conçoit actuellement de nouvelles solutions dans plusieurs domaines industriels dont l'industrie automobile.

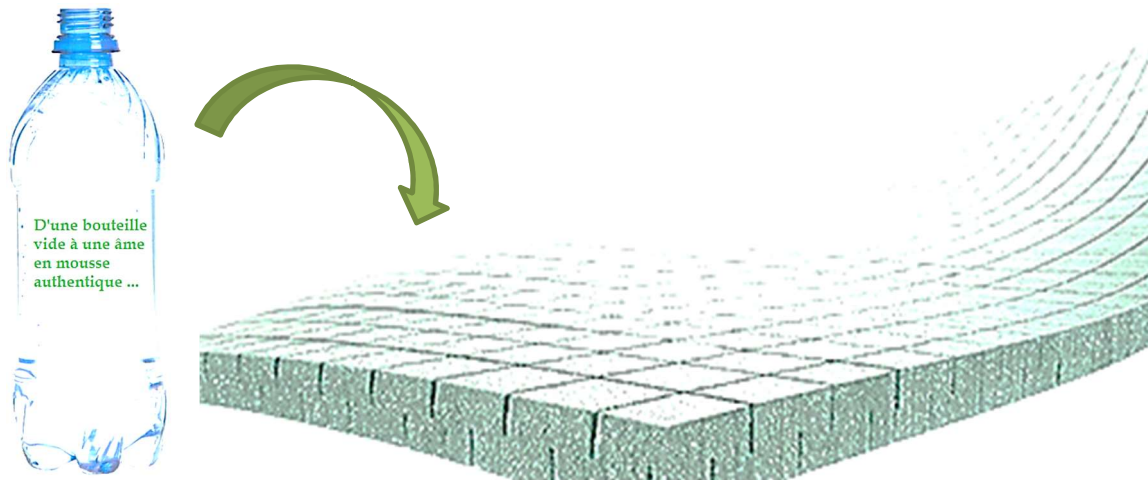


Figure II-55 : D'une bouteille en plastique vers une mousse authentique ArmaFORM PET.

Les âmes PET sont des panneaux de mousse structurale disponible avec une masse volumique variant de 65 à 250 kg/m<sup>3</sup> et d'épaisseurs de 5 à 150 mm (ARMACELL, 2017). Grâce à la combinaison unique de matériaux et de propriétés de fabrication d'ArmaFORM PET, tels qu'une très bonne endurance à la fatigue, une stabilité élevée vis-à-vis de la température de service et une excellente compatibilité avec toutes les résines et procédés de fabrication, les âmes structurales en mousse PET sont largement utilisées dans les constructions en sandwich composites. Ils sont présents dans une vaste gamme d'applications allant des pales d'hélicoptères, des planchers de trains, des enveloppes de bâtiments, des carrosseries de camions ou encore des coques de bateaux. Peu importe le marché et l'application, ArmaFORM PET offre une alternative performante et hautement écologique (Figure II-55) aux matériaux de base en PVC, Balsa, SAN, PUR ou en nid d'abeilles. La Figure II-56 présente une comparaison des caractéristiques mécaniques des différents matériaux cités ci-dessus.

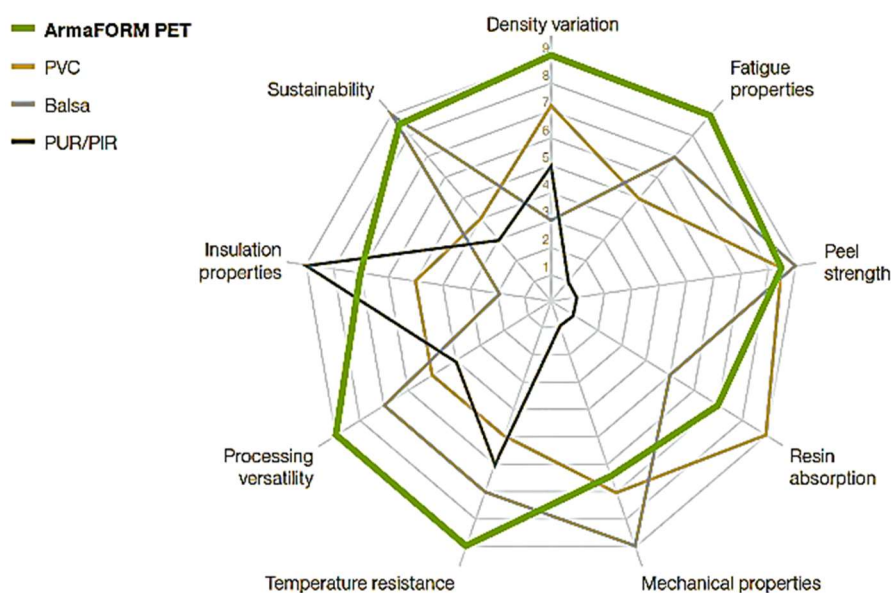


Figure II-56 : Comparaison de quelques matériaux avec la mousse PET.

Ce matériau peut être thermoformé pour épouser des formes complexes et possède une excellente résistance à la compression et un module de cisaillement important (Se référer à l'Annexe – Chapitre 2). Il est facile à courber par thermoformage (voir Figure II-57-e), offrant une liberté dans la conception. ArmaFORM PET possède en effet une structure à cellules fermées ce qui signifie que le matériau a relativement une faible absorption d'eau et de résine (pas de corrosion et de dégradation dans le temps).

Les plaques ArmaFORM PET en mousse sont disponibles avec une variété d'options de finition (Figure II-57) telles que le rainurage (a), le quadrillage (b), le double contour (c) et la perforation (d) pour faciliter l'écoulement de la résine et l'évacuation de l'air ou pour permettre la conformabilité de la courbure.

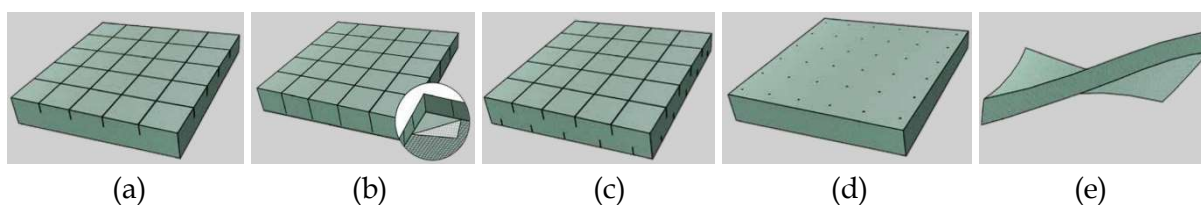


Figure II-57 : Différentes options de finition de l'âme en PET.

### III.3.3 SAERfoam 3D

L'âme structurelle SAERfoam de (SAERTEX, 2017) est un matériau hybride ultraléger mêlant mousse et fibres de verre (ponts en verre 3D). La diversité de sa gamme permet de s'adapter au plus près des besoins de chaque projet (Voir Figure II-58).

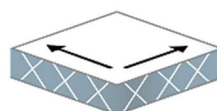
#### GAMME DE PRODUITS

SAERfoam® O (+/- 45°)

Épaisseur: 10 à 30 mm

Dimensions standards: 1200x1200 mm

- Version la plus performante de la gamme
- Propriétés mécaniques orthotropes
- Module de cisaillement très élevé
- Parfaite résistance aux chocs

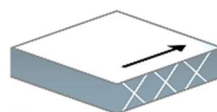


SAERfoam® X (+/- 45°)

Épaisseur: 10 à 30 mm

Dimensions standards: 1200x2400 mm

Ratio performance/poids le plus élevé de la gamme



SAERfoam® I (90°)

Épaisseur: 10 à 40 mm

Dimensions standards: 1200x2400 mm

Conseillé pour pièces non structurales

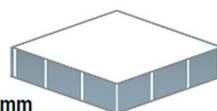


Figure II-58 : Gamme de produits SAERfoam 3D.

Il possède en effet une structure 3D variable en fibres de verre  $E$  pour des propriétés mécaniques optimisées. Une variété d'options est disponibles pour ce matériau :

- Rainuré : pour drainer la résine ;
- Drapable : découpe quadrillée pour des formes courbes ;
- Peaux : renforts multiaxiaux intégrés ;
- Version retardant le feu / la fumée.

En effet, ce matériau d'âme remplace de manière tout à fait innovante les matériaux d'âme traditionnels tels que PVC ou balsa. C'est une mousse ultra légère en polyuréthane (PU), polyéthylène (PE) ou polyisocyanurate (PIR) qui est combinée à une armature de verre 3D. Ainsi, la mousse SAERfoam offre des paramètres mécaniques individualisables. Elle permet de bénéficier d'un grand nombre d'avantages lors du processus de production :

- **Les paramètres caractéristiques du matériau peuvent être adaptés aux besoins** : la mousse SAERfoam peut être configurée selon les besoins. La rigidité, la masse et les coûts du matériau sont fonction de la densité, de l'orientation des ponts en verre 3D ainsi que du type de mousse ;
- **Manipulation facile** : même des géométries complexes peuvent être découpées sans problème au moyen d'un cutter. La mousse SAERfoam est entaillée et assure ainsi un écoulement optimal et rapide de la résine ;
- **Gain de temps grâce aux prestations de services et aux systèmes complets** : la mousse SAERfoam est proposée avec des surfaces de grille facilitant le drapage et, sur demande, avec des découpes de contour ou sous forme de composant complet (kits confectionnés). SAERfoam peut être livrée sous forme de système sandwich avec des textures multiaxiales ;
- **Compatible avec toutes les résines** : SAERfoam est compatible avec toutes les résines des fabricants de renom - ceci a été justifié dans la pratique et en laboratoire. Pour plus d'informations sur ce matériau, l'Annexe du Chapitre 3 présente quelques documents complémentaires qui concernent SAERfoam® - âme structurelle 3D.

### III.3.4 NIDApplast

Les produits Nidapplast sont des âmes sandwich en nid d'abeille polypropylène (PP) destinées à servir d'âme pour des panneaux sandwich structuraux. Adapté à la réalisation de pièces en forme, ce matériau d'âme fourni par (NIDAPLAST, 2017) est présent dans de nombreux secteurs d'activités : bâtiment, transport, nautisme, équipement... Il a spécialement été conçu pour faciliter la réalisation de pièces en forme. Sa découpe en damiers de 30x30 mm ou de 50x50 mm sur une face de l'âme permet de réaliser des pièces courbes. Il apporte aux structures ainsi réalisées de nombreux avantages : rigidité, légèreté mais également résistance aux chocs, insensibilité à l'eau, recyclabilité, réalisation de pièces courbes (voir Figure II-59). Plusieurs procédés de mise en œuvre sont possibles avec ce matériau tels que la stratification, la projection simultanée, le collage, etc. L'âme Nidapplast est vendue sous forme de panneaux de grandes dimensions : 2500 x 1220 mm, avec différentes épaisseurs allant de 5 à 50 mm. La taille des alvéoles est de 8 mm (Figure II-59) et la masse surfacique indicative



pour un panneau de 20 mm par exemple est de 1,5 kg/m<sup>2</sup>. Le nid d'abeille possède une densité de 65 kg/m<sup>3</sup> qui autorise une bonne résistance aux chocs et à la compression.

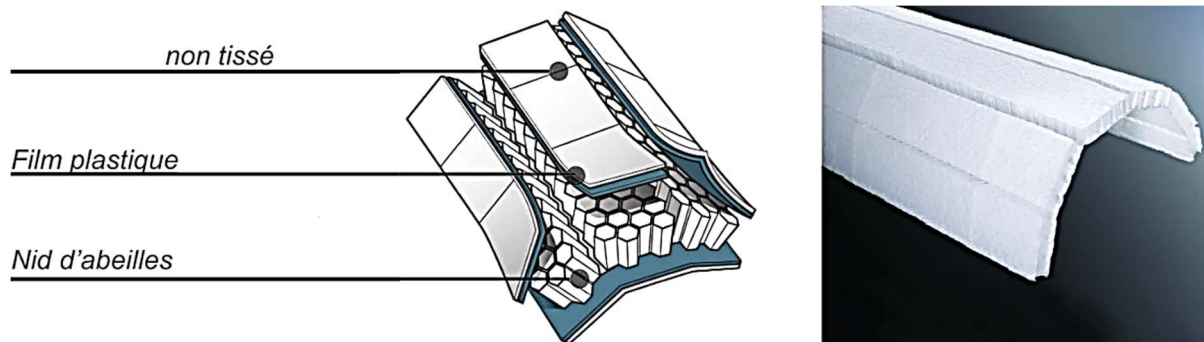


Figure II-59 : Âme sandwich en nid d'abeille PP.

Le non-tissé (45g/m<sup>2</sup>) en polyester présent sur les âmes nid d'abeille offre une surface idéale pour le collage ou l'imprégnation par des résines thermodurcissables, tels que le polyester ou l'époxyde. Concernant le film plastique, d'épaisseur 50 µm, placé sous le non-tissé, il rend les alvéoles étanches et limite la consommation de résine. Il faut souligner que ce matériau est fabriqué en polypropylène qui est une matière durable et 100% recyclable.

Aussi, la structure nid d'abeille qui est composée de 95 % de vide utilise peu de matière, tout en assurant des propriétés mécaniques élevées en compression dans la direction des alvéoles. Elle possède donc différents avantages à savoir :

- **La légèreté** : c'est un matériau léger qui renferme une âme d'air. Sa faible masse permet un allègement de structures et sa mise en œuvre est très aisée. Il est facile à découper allongeant ainsi la durée de vie des outils ;
- **L'imputrescibilité** : les panneaux Nidaplast sont insensibles à l'eau et à la plupart des solvants et garantissent ainsi aucun pourrissement et gonflement de l'âme en cas de perforation de la peau. Ils garantissent ainsi une pérennité des réalisations contrairement au contreplaqué ;
- **La forte résistance aux chocs et à la compression** : Le Nidaplast offre une très bonne résistance à la fatigue évitant tout risque de délamination. Matériau viscoélastique, il possède une excellente résistance à l'impact ;
- **Le confort thermique et acoustique** : Le matériau d'âme est composé d'une âme d'air qui contribue à l'amélioration du confort thermique. L'air est également un atout supplémentaire pour l'isolation acoustique ;
- **La flexibilité** : Pour supporter une même charge, pour une flèche donnée, il est plus facile, léger et économique d'augmenter l'épaisseur du Nidaplast que de renforcer les peaux. C'est le principe du sandwich. Ces matériaux permettent aussi d'optimiser la composition d'un panneau sandwich sans sur-dimensionner les peaux. Pour plus d'informations sur ce matériau, l'annexe du Chapitre 4 présente quelques documents qui concernent le matériau de NidaPlast.

### III.4 Conception de solutions d'enroulement sandwich

Plusieurs solutions ont été proposées dans le cadre de cette thèse en respectant les besoins du cahier des charges fixés au début de ce projet :

#### III.4.1 Solution d'enroulement N°1

Généralement, l'enroulement proprement dit s'effectue sur un moule mis en rotation. De ce principe vient l'idée de cette première solution, qui est basée essentiellement sur l'enroulement d'une bobine du matériau d'âme (voir Figure II-60). Il faut donc s'assurer premièrement de la faisabilité et de l'industrialisation de ce procédé, et prendre en compte le fait qu'il y a un vaste choix de matériaux sur le marché et que chacun demande une mise en œuvre spécifique selon la résine utilisée, la méthode de fabrication, la température, la durée de polymérisation etc.

La première étape consiste en l'enroulement de la peau intérieure de la structure sandwich par la superposition de plusieurs couches de fibres qui passent préalablement à la dépose dans un bain de résine. En effectuant un mouvement de va-et-vient le long de l'axe du mandrin le chariot de guidage des fils permet la dépose des différentes couches. Une tension mécanique de l'ordre de 15 N est appliquée approximativement à chaque fil. D'après le cahier des charges fixé par le projet, la longueur minimum de l'enroulement, qui est la longueur totale de la citerne à fabriquer, doit faire **4226 mm**. Le diamètre du mandrin sur lequel s'effectue l'enroulement est fixé à **Ø 1500 mm** (diamètre intérieur de la citerne). Ainsi, toute solution proposée doit respecter ces dimensions pour la cuve.



Figure II-60 : Illustration du concept de base de l'enroulement de sandwich.

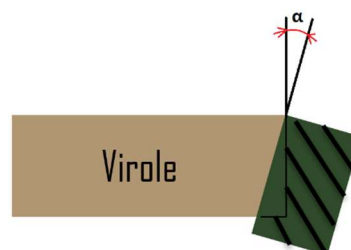


Figure II-61 : Dépose de l'âme sandwich avec un certain angle.

La Figure II-60 illustre l'idée qui consiste à disposer d'un matériau d'âme disponible en rouleau, pour être enroulé ensuite sur la première couche de fibres avec un certain angle

d'enroulement qui dépend de la largeur du rouleau (Figure II-61). Il faut aussi corrélérer cela avec le diamètre de la bobine qui doit rester adapté aux machines utilisées pour assurer une bonne ergonomie dans le milieu de travail. Ce paramètre dépend essentiellement de l'épaisseur de l'âme et de la longueur totale à enrouler pour faire une citerne entière.

Une couche de résine doit d'abord être appliquée sur la première couche de fibres avant la dépose de l'âme sandwich pour assurer l'adhérence entre les différents constituants. En plus, une légère tension, comme pour les fils, doit être appliquée sur le rouleau de l'âme pour assurer le maintien du matériau sur le mandrin. La bobine se place donc plus vers le sol, dans la conception proposée, pour garantir premièrement ce besoin et pour faciliter la manutention pour l'opérateur qui va faire effectuer cette tâche. La résine, déjà présente sur le mandrin, va aider l'âme sandwich à adhérer plus facilement aux fibres et à suivre le sens de l'enroulement. Cette solution d'enroulement est schématiquement décrite aux Figure II-62 et Figure II-63. Il faut remarquer que la bobine d'âme se situe sur le même chariot que celui qui guide les fils à enrouler. Egalement, cette bobine est posée en même temps sur un chariot orientable pour assurer l'angle d'enroulement voulu du matériau d'âme et éviter ainsi le chevauchement des couches déposées et les fibres qui tombent dans les jointures entre les bandes du matériau. Techniquement, pour garantir la dépose en continue des bandes d'âme sandwich, un film doit relier les plaques du matériau en le déposant sur la face supérieure pour éviter aussi que la résine ne tombe dans les fentes. D'après notre partenaire industriel, on doit avoir un diamètre de la bobine d'âme ne dépassant pas les **1500 mm**.

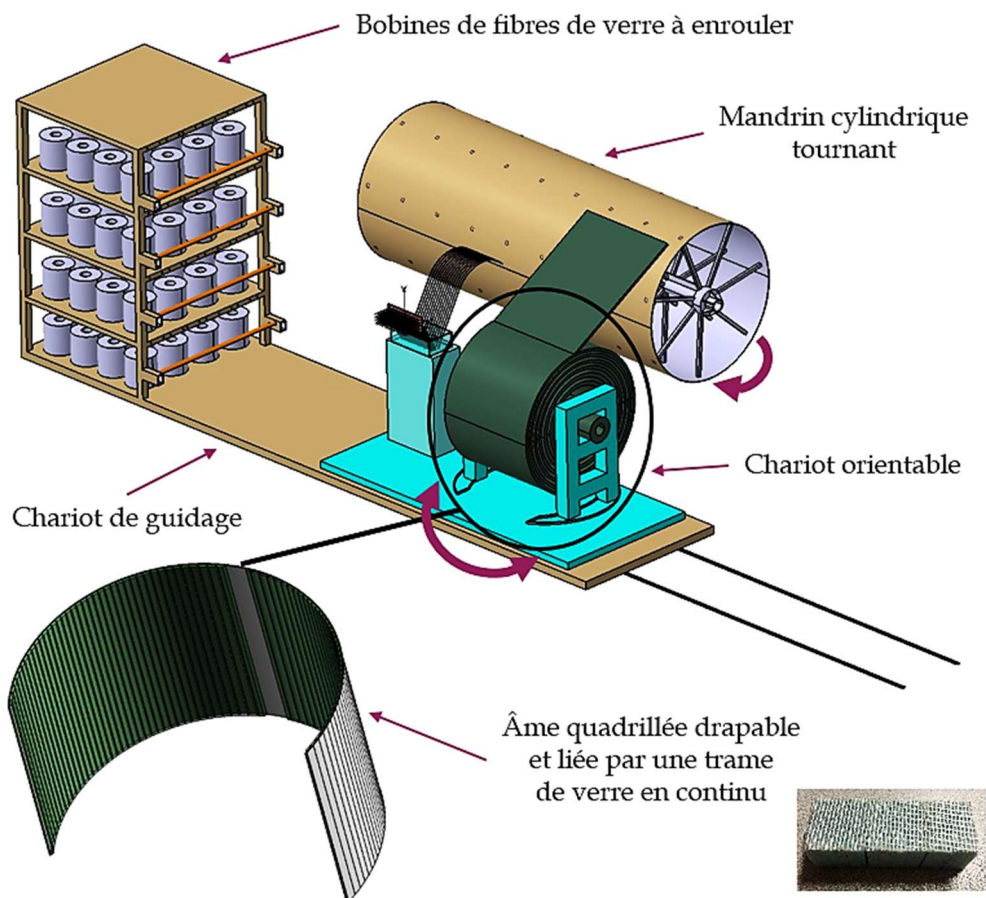


Figure II-62 : Vue d'ensemble de la solution d'enroulement des bobines d'âme.

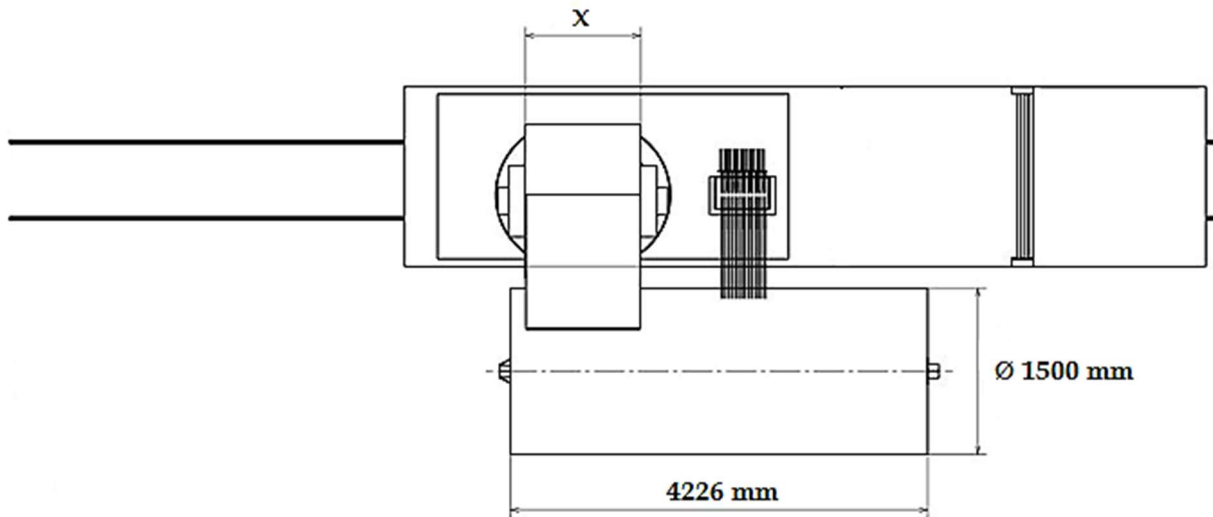


Figure II-63 : Vue de dessus de la solution d'enroulement des bobines d'âme.

Après la pose de l'âme, vient l'enroulement de la peau supérieure de la structure sandwich. La polymérisation de l'ensemble est ensuite réalisée en mettant des lampes infrarouges en même temps que le mandrin tourne pour uniformiser la polymérisation de la résine sur toute la surface de la cuve. Il faut noter qu'entre les différentes phases de fabrication, il faut attendre 2 à 3 heures pour que la polymérisation soit effective. Egalement pour démandriner la structure enroulée, il faut attendre au moins 3 heures après la fin de la pose de la 2ème peau. Cette solution possède notamment des avantages concernant le temps de production nécessaire et le prix de la matière première. Cependant, la demande d'outillage nécessaire à la production et la facilité de mise en œuvre de la structure sandwich restent des points durs industriellement.

En parallèle à cette étude, une feuille de calcul a été élaborée pour prédire le diamètre des bobines d'âmes sandwich, en prenant comme idée le principe du filetage des vis illustré dans la figure ci-dessous :

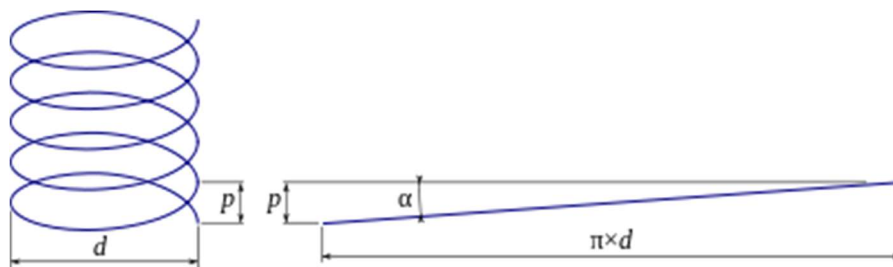


Figure II-64 : Principe de filetage des vis.

En effet, il suffit de calculer la surface de la face latérale de l'âme. Etant déroulée, cette surface fait un rectangle de largeur «  $l$  » (en m) multipliée par l'épaisseur de l'âme «  $e$  » (en m). La surface latérale de l'âme enroulée est calculée donc comme suit (en  $m^2$ ) :

$$S_{lat} = l \times e \quad (2.45)$$

Supposant que la bobine est enroulée sur un petit cylindre intérieur de diamètre «  $c$  » (en m), pris en compte dans les calculs, on obtient une bobine de diamètre global «  $D$  » (en m), donc la surface globale obtenue est calculée par  $\pi \times (D^2/4)$ , composée de la surface latérale du petit cylindre intérieur, soit  $\pi \times (c^2/4)$  et de la surface latérale de l'âme enroulée (2.45). Donc on a :

$$\pi \frac{D^2}{4} = \pi \frac{c^2}{4} + S_{lat} \quad (2.46)$$

L'équation (2.46) permet de calculer le diamètre global recherché de la bobine «  $D$  » (m) :

$$D = \sqrt{c^2 + \frac{4 \times S_{lat}}{\pi}} \quad (2.47)$$

Pour récapituler, la Figure II-65 illustre la relation entre les paramètres d'entrée et de sortie du calcul, à savoir : la largeur de la bande du matériau d'âme à déposer  $l$  (mm), son épaisseur  $e$  (mm), le diamètre de la citerne  $d$  (mm) et sa longueur  $C$  (mm) comme des paramètres d'entrée (Figure II-66). Les 4 paramètres de sortie essentiels sont :

- i) l'angle d'enroulement des bandes sandwich ;
- ii) le nombre de tours de l'enroulement total ;
- iii) la longueur totale d'âme nécessaire pour couvrir toute la citerne ;
- iv) le diamètre de la bobine comme résultat principal.

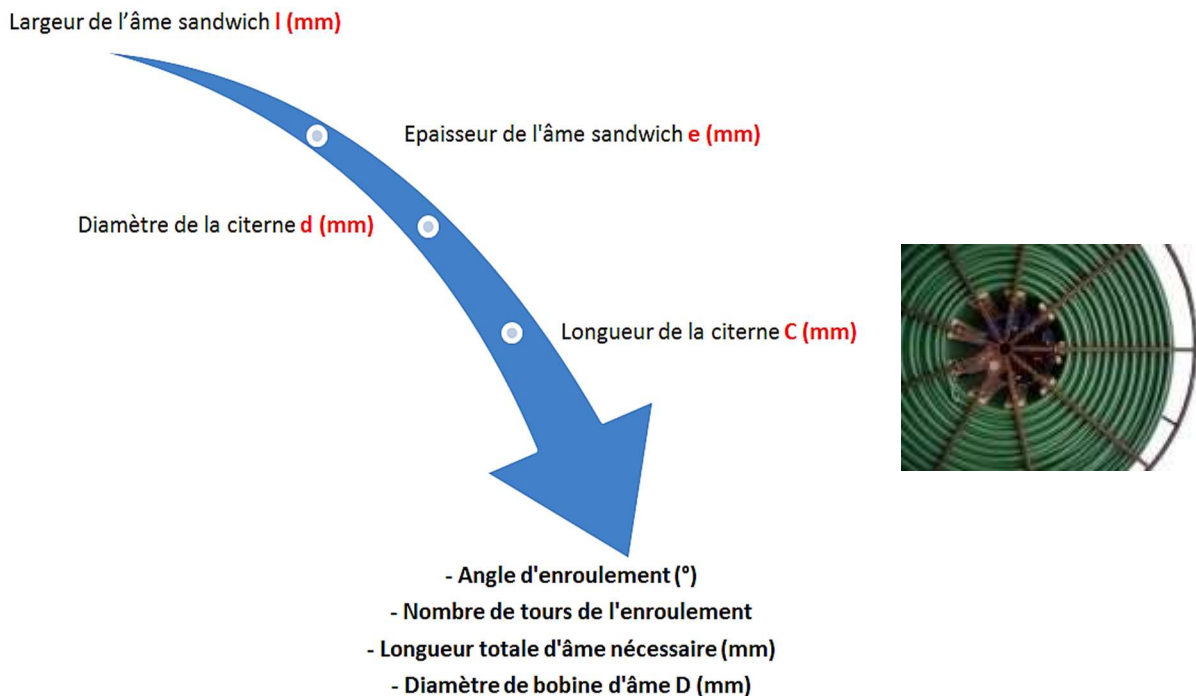


Figure II-65 : Paramètres d'entrée et de sortie de la feuille de calcul.

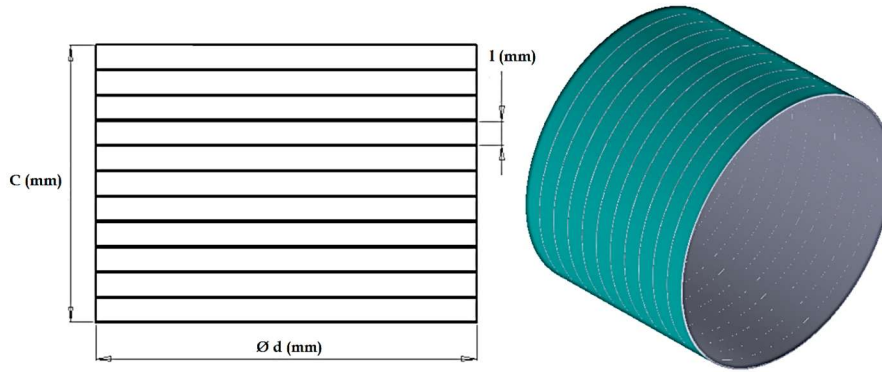


Figure II-66 : Paramétrage du système Mandrin + Sandwich.

Quatre abaques peuvent alors être calculés (Tableau II-4) qui illustrent l'évolution des principaux paramètres définis pour l'obtention, respectivement, de :

- 1) l'angle d'enroulement qui doit être appliqué ;
- 2) le diamètre de la bobine de l'âme sandwich à utiliser pour l'enroulement en fonction des différents diamètres possibles du mandrin, de l'épaisseur de l'âme et sa largeur.

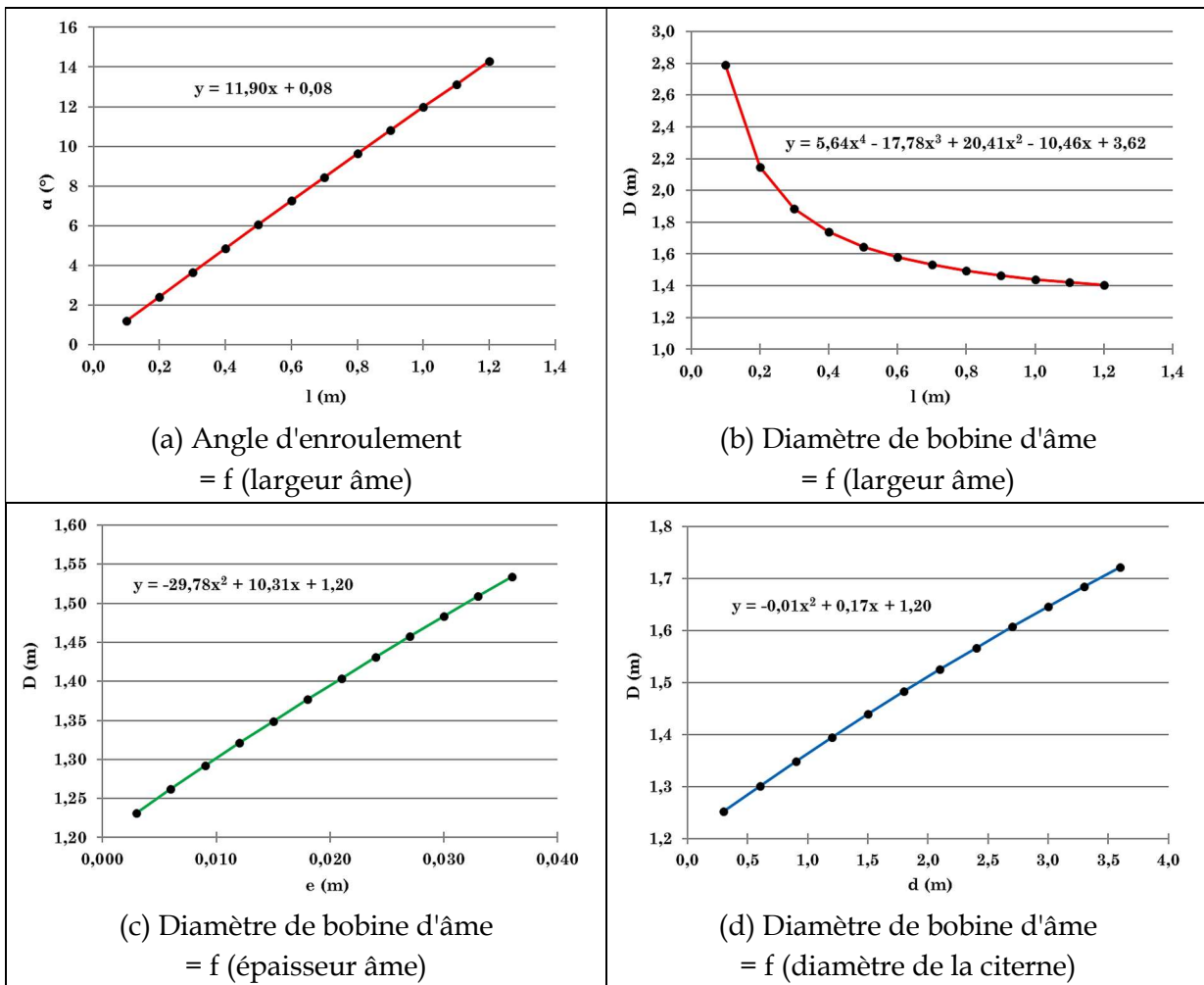


Tableau II-4 : Abaques issus de la feuille de calcul.

Plusieurs constatations peuvent être faites :

- (a) L'angle d'enroulement  $\alpha$  (°) évolue linéairement en fonction de la largeur de l'âme sandwich  $l$  (m), pour une épaisseur de l'âme  $e$  fixée à 25 mm par exemple ;
- (b) Le diamètre de la bobine de l'âme  $D$  (m) est inversement proportionnel à la largeur de l'âme  $l$  (m), pour une épaisseur d'âme  $e$  fixée à 25 mm comme exemple ;
- (c) Le diamètre de la bobine de l'âme  $D$  (m) est proportionnel à l'épaisseur de l'âme  $e$  (m), pour une largeur d'âme  $l$  fixée à 1000 mm par exemple ;
- (d) Le diamètre de la bobine de l'âme  $D$  (m) est proportionnel au diamètre du mandrin de fabrication  $d$  (m), pour une épaisseur d'âme  $e$  fixée à 25 mm et une largeur d'âme  $l$  fixée à 1000 mm par exemple.

Remarque : Il faut noter que le diamètre du cylindre intérieur ( $\emptyset$  initial de la bobine globale) est fixé à **1200 mm** afin de pas abimer l'âme sandwich qui doit être enroulée convenablement.

L'idée est de pouvoir choisir convenablement, à titre d'exemple, la largeur de la bande sandwich déposée sur le mandrin, en adéquation avec l'angle d'enroulement qui n'engendre pas de chevauchement des nappes au cours de fabrication. En effet, on remarque une forte sensibilité du diamètre global de la bobine par rapport à la largeur de l'âme déposée, surtout pour des valeurs de largeur inférieures à 0,4 m. Néanmoins, plus la largeur de la bande augmente, plus les valeurs du diamètre de la bobine sont rapprochées (entre 1,4 m et 1,5 m). L'épaisseur choisie de l'âme sandwich influence notamment sur le diamètre de la bobine globale du matériau, qui augmente linéairement. Une relation linéaire existe également pour l'angle d'enroulement en fonction de la largeur de la bande d'âme et aussi le diamètre de la bobine en fonction du diamètre de la citerne.

### III.4.2 Solution d'enroulement N°2

L'idée générale qui concerne cette deuxième solution d'enroulement sandwich (Figure II-67) est de fabriquer une structure de type nid d'abeille courbé, en superposant des couches de fibres de verre enroulées à différents angles et avec un certain espacement (DUFT, 1967).

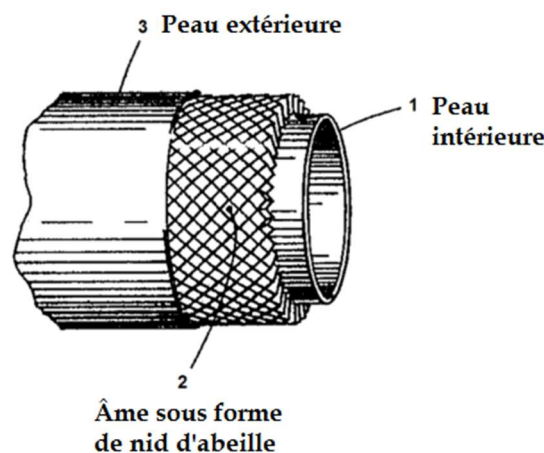


Figure II-67 : Vue en perspective de l'ensemble de la structure sandwich.

L'ensemble de la structure sandwich est constitué de 3 parties : deux peaux enroulées circonférentielles et une âme à l'intérieure. Dans la Figure II-68, une partie de la peau extérieure est enlevée pour voir clairement la méthode d'enroulement de l'âme.

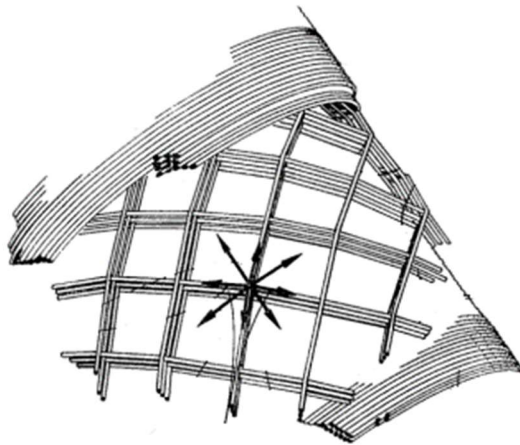


Figure II-68 : Vue détaillée d'une section de l'âme sous forme de nid d'abeille.

Dans un premier temps, des fibres de verre sont enroulées de manière cylindrique autour d'un mandrin (non représenté) pour former une peau intérieure pour la future structure en nid d'abeille. Après l'enroulement de celle-ci (suite à la polymérisation de la couche et séchage), une seconde couche de fibres de verre est déposée en superposant les fils les uns sur les autres de façon hélicoïdale pour former un motif en hélice (DUFT, 1967). La procédure est répétée par des mouvements de va-et-vient jusqu'à ce que plusieurs couches de motifs hélicoïdaux alignés soient réalisées sur la peau intérieure « 1 », formant l'âme sandwich sous forme de nid d'abeille représenté en « 2 » sur la Figure II-67. Après la formation de l'âme, la polymérisation de cette couche est aussi attendue ainsi que son séchage. Pour finir, la peau extérieure est déposée (pareil que la couche intérieure), où les fibres de verre sont enroulées aussi de manière cylindrique autour de l'âme sandwich afin de former une peau externe « 3 » et entourer complètement le noyau en nid d'abeilles.

Il faut noter que l'âme en forme de nid d'abeille construite entièrement par enroulement filamentaire possède donc un vide de matière à l'intérieur de la structure. Cela donne un matériau plus léger (principe du nid d'abeille) sans avoir une diminution relative de sa résistance qui est assurée par les fibres multidirectionnelles. Ce vide pose le problème de l'écoulement de la résine dans les alvéoles du nid d'abeille lors de la dépose de la couche supérieure, comme montré sur la Figure II-68. Cela peut être résolu par la dépose d'un film entre les couches de fibres de verre et l'âme, qui élimine le passage et l'accumulation de la résine à l'intérieur de la structure comme cela a déjà été présenté plus haut. Donc en ce qui concerne cette solution, il y a des avantages notables concernant le coût de la matière première relativement faible par rapport à la première solution, et un besoin en outillage très limité. Par contre, la mise en œuvre de la structure n'est pas facile et demande ainsi des opérateurs expérimentés en enroulement filamentaire. Ceci peut influencer sur le temps de fabrication d'une structure sandwich enroulée entièrement en fibres de verre, puisqu'une grande précision est demandée au cours de l'enroulement des fils.



### III.4.3 Solution d'enroulement N°3

En considérant le principe de mise en forme des âmes sandwich par thermoformage, cette solution a pour but de fabriquer une structure qui comporte deux peaux en fibres de verre, fabriquées par enroulement filamentaire, et une âme thermo-formable en mousse PET. Cette matière plastique, présentée précédemment dans la première solution, est recyclable à 100 % et se retrouve dans le circuit économique en tant que matériau recyclable de haute qualité. Le matériau candidat ARMAform PET thermo-formable (Figure II-69) répond aux besoins de cette solution. En effet, (ARMACELL, 2017) a réussi par des technologies innovantes à fabriquer des mousses d'âme en recyclant des bouteilles PET qui peuvent s'utiliser maintenant dans le secteur des transports tout comme dans la construction navale.



Figure II-69 : Production des âmes ARMAform PET sous forme de plaques planes.

Ainsi, (ARMACELL, 2017) mise sur le principe "Cradle to Cradle". Ce concept, traduit mot à mot « du berceau au berceau », a pour objectif de réduire les déchets tout en recyclant des matériaux dans un circuit fermé pour une continue réutilisation. Ce n'est pas seul son pouvoir de recyclage (et, de ce fait, sa protection des ressources naturelles) qui fait d'ArmaFORM PET un « produit vert ». En raison de sa masse très faible, les mousses PET représentent un matériau idéal pour un mode de construction légère qui garantit une meilleure efficacité ainsi qu'une consommation énergétique moindre. Bien au-delà, les mousses ArmaFORM PET disposent d'une bonne résistance mécanique avec une flexibilité résiduelle très rapide, d'une excellente résistance mécanique ainsi que d'une haute résistance à la température pour un thermoplastique.

En raison de sa nature thermoplastique pure, le bloc de mousse PET est bien adapté au thermoformage pour créer des formes à deux et trois dimensions sans avoir des concentrations de contraintes dans l'âme. Le thermoformage est réalisé en chauffant la

plaque du matériau PET à son point de ramollissement et en la forçant contre le contour d'un moule femelle ou mâle. Le matériau prend la forme facilement et peut s'adapter même à des surfaces doublement courbées et pour différentes épaisseurs possibles (Figure II-70). La température finale dépend de l'épaisseur et de la masse volumique de la mousse, et d'après (ARMACELL, 2017), le thermoformage des âmes PET se fait entre 185 et 210 °C. Après le refroidissement du matériau à la température ambiante, la pièce se déforme très peu grâce à un retrait très minime (entre 2% à 5%). Des ajustements doivent normalement être effectués en fonction des conditions de production industrielle telles que la densité et l'épaisseur de l'âme sandwich utilisées et le rayon de courbure dans le moule.



Figure II-70 : Âmes en mousse PET thermoformée avec différentes épaisseurs.

Donc pour pouvoir fabriquer une structure sandwich adaptée à l'enroulement filamentaire, il faut pouvoir préparer les panneaux de mousse avant en leur imposant la bonne courbure. Ainsi, le processus général de mise en œuvre de la structure sandwich est présenté dans la Figure II-71. Tout d'abord, les plaques de mousse PET sont chauffées dans une étuve à tiroirs, rendant le matériau plus malléable pour faciliter la mise en forme sur un moule en bois qui est conçu sous la forme de demi-coque et sur lequel est posé la mousse chauffée à une température bien déterminée. Après les échantillons sont plaqués sur le moule à l'aide d'un système à vérins, présenté dans la Figure II-73, qui sert de contre-moule dans le montage de thermoformage et assure donc le maintien des panneaux d'âme qui prennent la forme courbée facilement. Suite au refroidissement à l'air ambiant, les âmes sont démoulées et déposées manuellement sur le mandrin comme cela est montré à la Figure II-71. La couche supérieure de fibres est ensuite enroulée, elle constituera la peau extérieure de la structure sandwich.

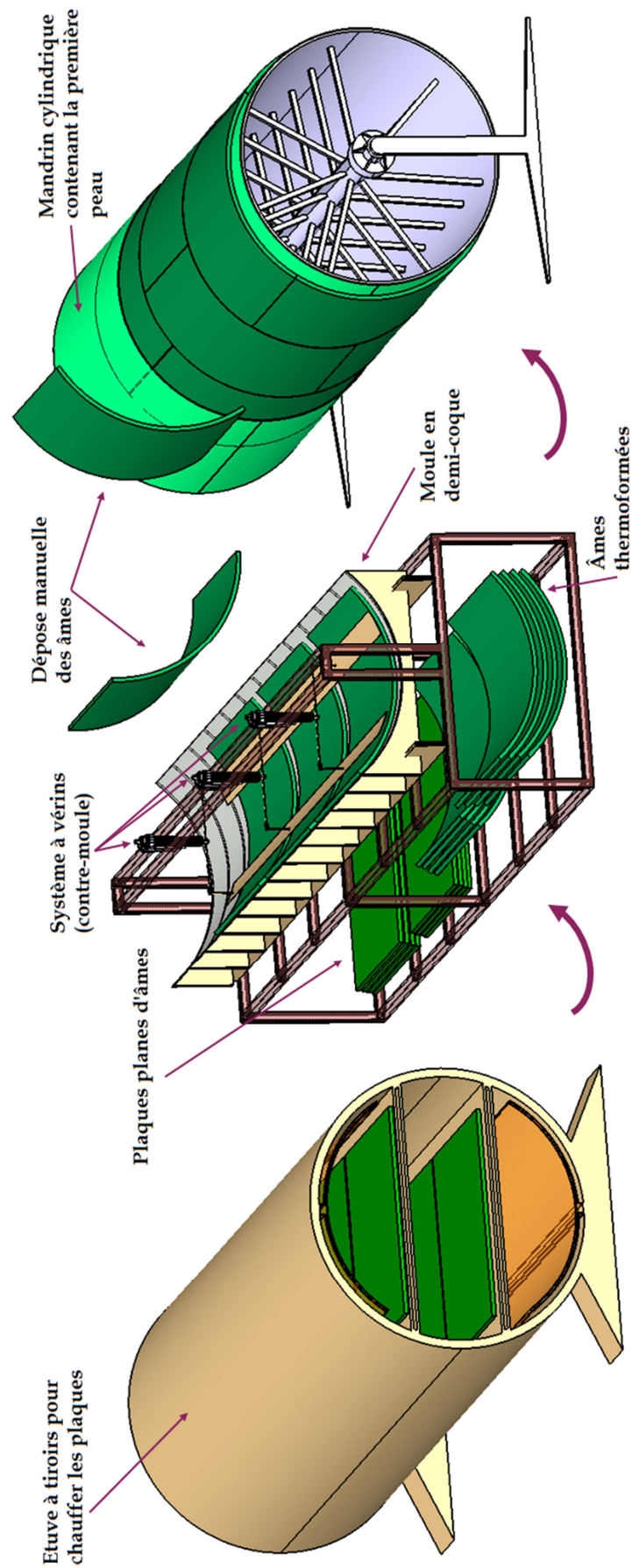


Figure II-71 : Processus de mise en œuvre de la structure sandwich par enroulement d'âme.

En déposant manuellement les différentes plaques qui vont constituer l'âme, le mandrin doit tourner en continu pour assurer l'adhérence entre la résine déjà présente suite à l'enroulement de la première peau du sandwich, et les âmes qui sont déposées à la main sur cette couche. Cela permet que les âmes ne tombent par effet de gravité (Figure II-72). De la résine est cependant ajoutée pour bien assurer le collage sur la première peau.

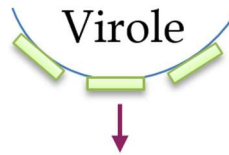


Figure II-72 : Adhérence entre âmes et mandrin tournant.

En ce qui concerne le montage du moule, conçu dans le cadre de cette thèse, présenté en détails dans la figure ci-dessous, l'inconvénient réside dans l'utilisation du bois. En effet, celui-ci n'évacue pas facilement la chaleur et donc le temps de refroidissement à l'air ambiant devient long et par conséquent la productivité sera relativement faible pour une fourniture en continue. Des moules en acier ou en aluminium sont préférables pour la production en série en raison de leur haute conductivité thermique et de leur stabilité dimensionnelle. C'est la raison pour laquelle une solution intermédiaire consiste à utiliser une tôle en aluminium placée sur la surface intérieure du moule qui épouse la forme courbe du montage. En revanche, des moules en plastique et/ou composites peuvent être utilisés mais ils accumulent aussi la chaleur.

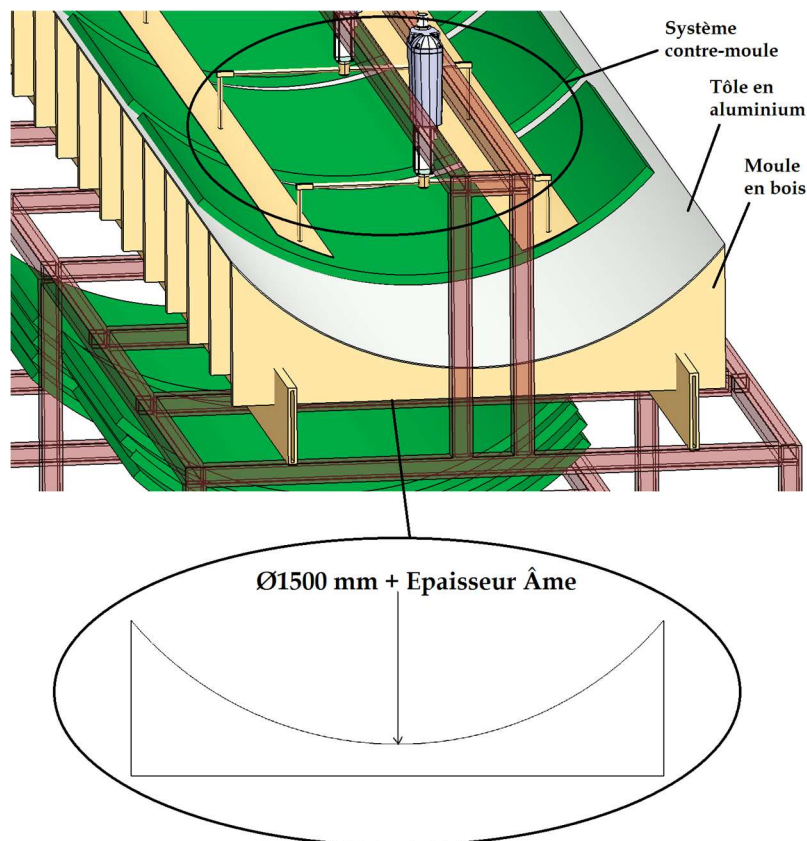


Figure II-73 : Description du montage « moule de thermoformage ».

En effet, le matériau d'âme en mousse PET peut être chauffé de plusieurs manières, soit par une presse à plateaux chauffants avec des butées fixes ou bien en utilisant une étuve à circulation d'air chaud. La deuxième solution est choisie dans cette conception (Figure II-74) pour des raisons d'adaptabilité avec les besoins du projet et de la nature du matériau choisi. En plus, l'étuve peut avoir une autre option qui utilise des radiateurs infrarouges qui présentent l'avantage de chauffer à travers l'épaisseur du matériau. De cette façon, les ondes infrarouges pénètrent assez profondément sur des épaisseurs allant jusqu'au moins 40mm (ARMACELL, 2017).

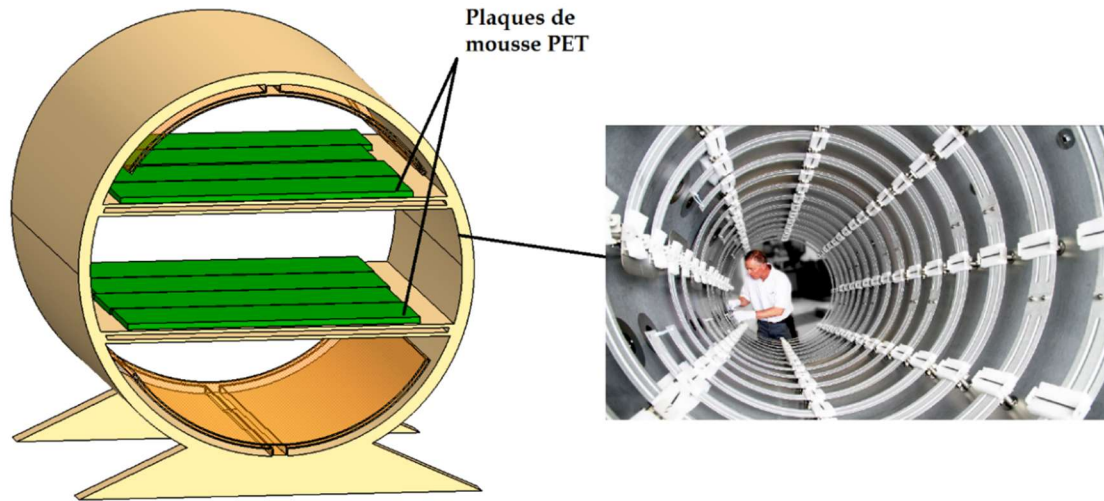


Figure II-74 : Exemple d'étuve à tiroirs pour le chauffage des plaques de mousse.

Il faut noter que la température à l'intérieur de l'étuve (voir Figure II-74) doit être maintenue avec une précision de  $\pm 5$  °C. En effet, si la température est trop élevée, la stabilité dimensionnelle sera affectée et si elle est trop basse la rigidité de l'âme sera trop grande pour que celle-ci soit thermoformée facilement sur le moule et pourra entraîner la rupture brusque du matériau. Il est également important d'avoir une température uniforme dans toute la structure. Les températures du four suivantes doivent être utilisées pour l'âme ArmaFORM PET indépendamment du rayon de courbure (ARMACELL, 2017) :

Epaisseur	< 20 mm	> 20 mm
Température (°C)	+185 → +195	+200 → +210

Les temps suivants devraient être utilisés pour les différentes épaisseurs possibles de l'âme en mousse, indépendamment du rayon de courbure.

Epaisseur (mm)	10	20	30	40	50	60
Temps (min)	5-7	10-15	20-25	30-35	1 minute par °C	

La température et la durée de chauffe sont fonction des conditions locales et doivent être étalonnées avant le début de la production. Néanmoins, les dimensions des plaques en mousse PET vont légèrement changer lorsqu'elles sont chauffées conformément aux températures et temps mentionnées ci-dessus. Les valeurs maximales en pourcentage par rapport à la dimension initiale sont :

- Longueur / Largeur = 0 - +5%
- Epaisseur = -2 - 0%

Ces paramètres doivent être pris en considération pendant la phase de conception de la structure sandwich. D'après (ARMACELL, 2017), les propriétés physiques du matériau d'âme de type ArmaFORM PET sont affectées durant le thermoformage par :

- Une diminution de la densité au cours du chauffage du fait de l'expansion de l'âme ;
- Un chargement en traction/compression subit respectivement par la partie supérieure/inférieure de l'âme.

Ces deux phénomènes contribuent légèrement à la diminution des propriétés physiques du matériau. La diminution typique est de 0 - 5%, mais de point de vue conception, une diminution maximum de 10% doit être tolérée. Cela doit être vérifié pour la structure réelle et la méthode de chauffage utilisée.

Pour l'approvisionnement des plaques en mousse PET, nécessaires pour couvrir toute une citerne en âmes déjà thermoformées, il faut penser aux dimensions maximales standards des plaques fournies pour savoir le nombre de plaques nécessaires qu'il faut commander. Il faut intégrer que le diamètre du mandrin sur lequel s'effectue l'enroulement est fixé par le cahier des charges du projet à **Ø 1500 mm** (diamètre intérieur de la citerne), et que sa longueur totale (longueur de l'enroulement) fait **4226 mm** (Figure II-75).

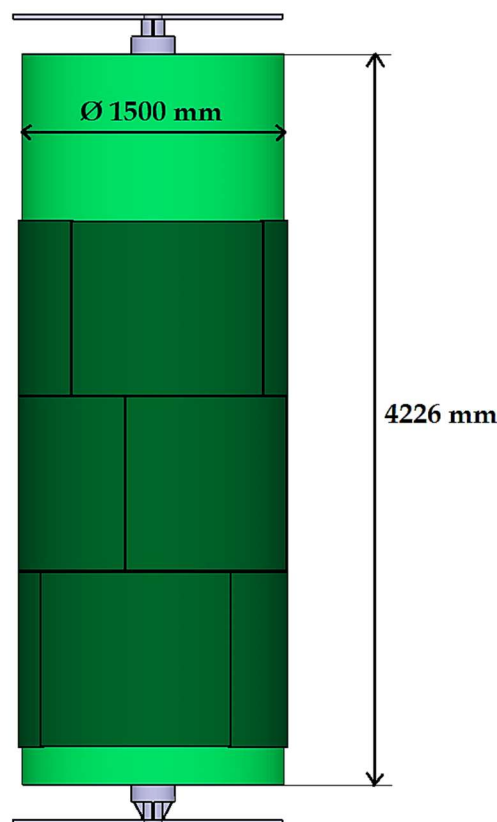


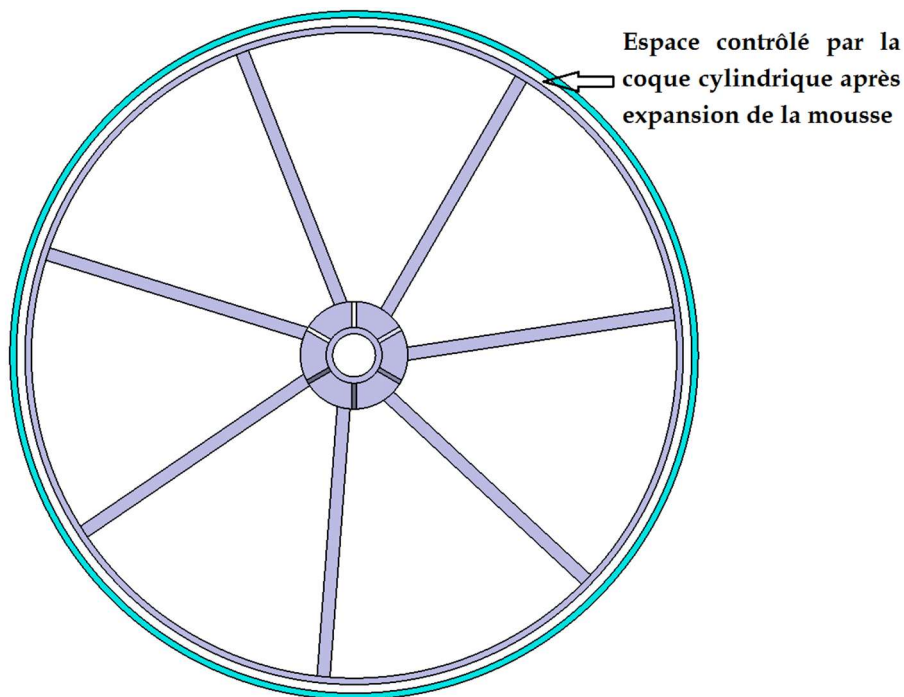
Figure II-75 : Dimensions du mandrin sur lequel se fait l'enroulement.

En ce qui concerne le stockage et les propriétés à long terme du matériau, les plaques en mousse PET que ce soit brutes ou thermoformées ont une excellente stabilité à long terme sans devoir subir une relaxation et un retrait élastique notable même après 6 mois de stockage.

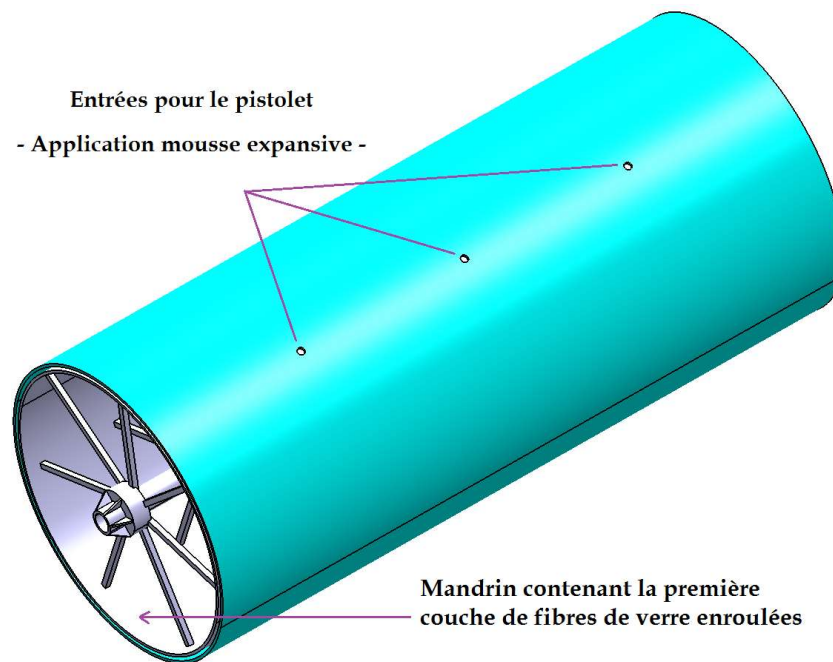
Pour résumer, cette solution semble être pertinente pour une utilisation en enroulement filamenteux, cependant, elle demande un outillage important et très spécifique, un temps de production important notamment en ce qui concerne les temps de chauffage et de refroidissement. Par contre, le coût de la matière première reste relativement correct par rapport aux autres solutions.

### III.4.4 Solution d'enroulement N°4

Cette dernière solution consiste à utiliser une mousse expansive comme âme sandwich. C'est un produit polyvalent qui possède un pouvoir adhésif important ainsi qu'une grande capacité d'expansion. En se basant sur les figures ci-dessous qui expliquent le principe de la solution proposée, la mousse expansée prend forme entre deux peaux en fibres de verre préfabriquées en enroulement filamenteux avec deux diamètres différents, pour pouvoir former les deux couches intérieure et extérieure de la structure sandwich globale. Ainsi, l'idée est de mettre les deux peaux cylindriques en position concentrique et coaxiale comme il est illustré sur la Figure II-76-a, et d'exploiter l'espace entre ces deux couches pour former l'âme du sandwich en mousse expansive. Le fonctionnement de ce type de mousse (mousse polyuréthane) se base sur le principe chimique de la polymérisation, c'est-à-dire la transformation de polyuréthane liquide en une mousse compacte. Elle adhère ainsi sur des types de matériaux divers et variés.



(a) Vue de face de l'ensemble.



(b) Vue en perspective de l'ensemble.

Figure II-76 : Description de l'ensemble mandrin + coque cylindrique en position coaxiale.

L'injection de la résine liquide peut se faire par des trous réalisés dans la peau supérieure (cf. Figure II-76-b) en utilisant des pistolets d'injection spéciaux. Les avantages de cette méthode résident donc dans le temps total nécessaire pour la fabrication et le prix de la matière première (~5 €/Kg de mousse expansive). Par contre les deux peaux cylindriques déjà préfabriquées doivent être bien coaxiales ce qui correspond à une première difficulté. Une deuxième réside dans le fait de pouvoir arrêter l'expansion aux extrémités du mandrin, ce qui confirme que cette solution oblige le fabricant à avoir un outillage nécessaire à la mise en œuvre de la structure sandwich.

### III.4.5 Synthèse des conceptions possibles et choix de la solution finale

Quatre propositions concernant la conception d'une solution d'enroulement pour des structures sandwich ont été présentées dans les sections précédentes, suivant des règles bien définies dans le chapitre 2. Pour satisfaire les besoins du projet, des critères de choix des matériaux constitutants sont fixés dès le début de l'étude car ils sont en effet fortement liés à la conception du procédé et dépendent donc de la méthode d'enroulement filamentaire. Pour la première solution d'enroulement, l'idée principale était de faire enrouler les peaux de la structure sandwich en déposant une âme légère et drapable. Cette âme peut être principalement de type mousse à cellules fermées PET (solution ARMAform) ou PU (solution SAERfoam 3D), en nid d'abeille courbe PP (solution NIDAplast) ou aussi sous forme de fibres de verre tissés 3D qui font la partie intégrante de la structure sandwich (solution PARAbeam 3D).



Une étude technico-économique a été faite en premier lieu sur ces matériaux candidats en fonction du prix/m<sup>2</sup> (Figure II-77), en même temps que pour l'emplacement des fournisseurs sur la carte montrée sur la Figure II-78, pour avoir une idée sur les coûts éventuels du transport de la matière première. La Figure II-77 montre clairement que le prix augmente en fonction de la masse volumique concernant l'âme en mousse PET de chez (ARMACELL, 2017), mais aussi de la résistance mécanique correspondante. L'entreprise peut fournir des plaques de mousse ayant des dimensions de 1220 x 1008 mm et avec différentes options de finition tel que le quadrillage, ou encore une plaque pleine thermo-formable (utilisée dans la conception de solution d'enroulement sandwich N°3).

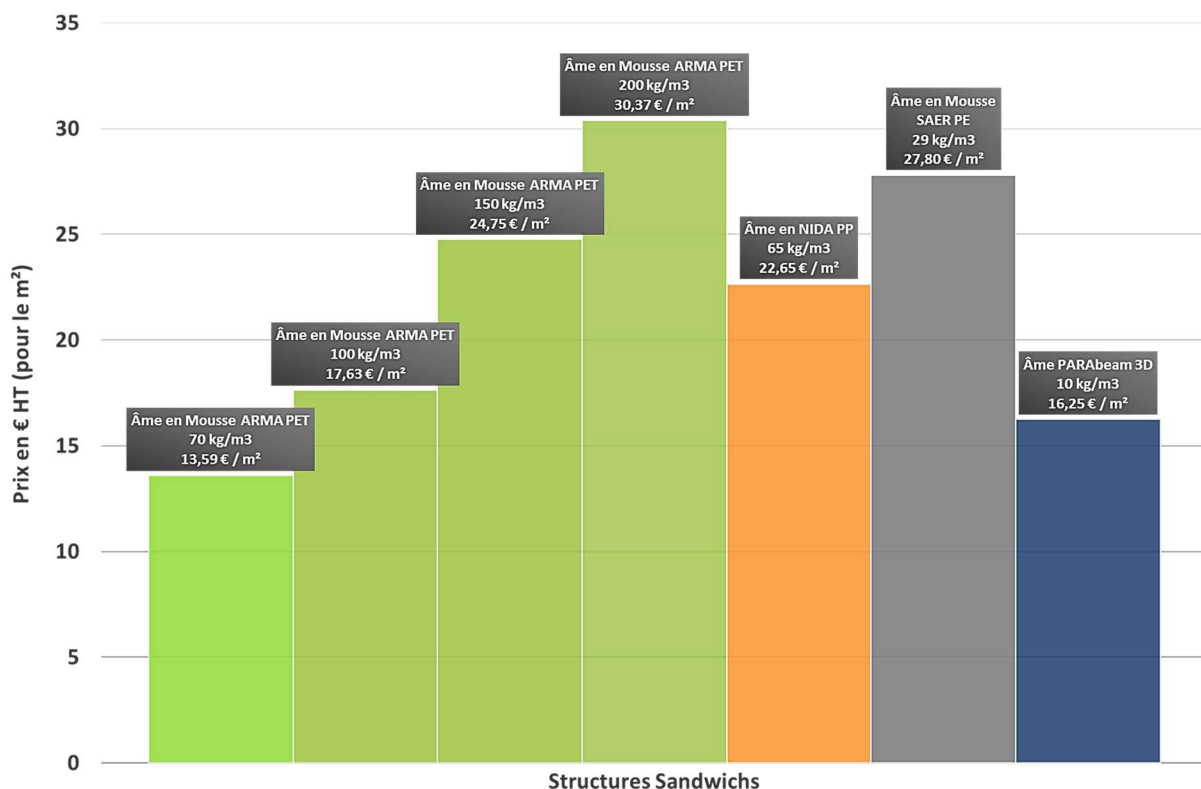


Figure II-77 : Comparaison des prix HT des âmes candidates pour certaines solutions.

La solution sandwich avec mousse possédant des ponts en verre SAERfoam 3D de chez (SAERTEX, 2017) est relativement chère par rapport aux autres types d'âme, par contre, c'est un matériau qui peut être livré en rouleaux et pas en plaques, ce qui constitue un atout pour la première solution d'enroulement proposée. La quantité minimum à commander chez le fournisseur français est de 100 m<sup>2</sup> et les dimensions de livraison possibles sont de 1200 x 2400 mm. Toutefois, ce matériau de mousse en PU possède des caractéristiques mécaniques moyennes par rapport aux autres (PET, PP) surtout en compression perpendiculaire. En ce qui concerne l'âme en nid d'abeille en PP de chez (NIDAPLAST, 2017), le prix du m<sup>2</sup> est correct compte-tenu des caractéristiques mécaniques du matériau et son avantage réside dans la drapabilité de l'âme qui est coupée en petits damiers comme celle de ARMAform PET quadrillée et qui peut se poser manuellement sur le mandrin sous forme de plaques

faisant 1250 x 1200 mm. Le dernier matériau candidat (PARABEAM, 2017) était choisi pour son prix intéressant par rapport aux autres matériaux d'âme et pour les dimensions possibles de livraison qui peuvent aller jusqu'à 5000 x 5000 mm<sup>2</sup>. C'est un matériau qui peut épouser les formes courbes et qui constitue par la suite l'âme structurale entre les deux peaux enroulées puisqu'il est déjà composé de fibres de verre tissées. Néanmoins, ses caractéristiques mécaniques sont moins bonnes que les autres types d'âmes proposés.

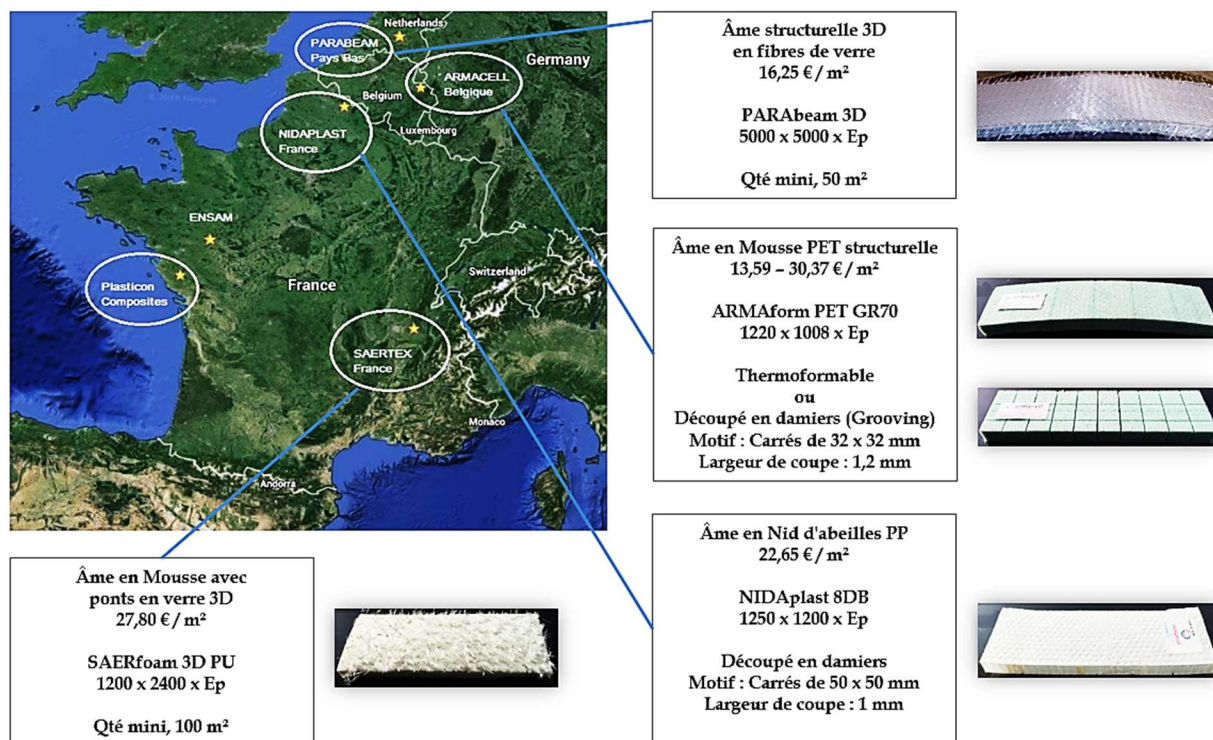


Figure II-78 : Etude technico-économique pour les âmes candidates.

Cette première solution possède notamment des avantages concernant le temps de production nécessaire, la facilité de mise en œuvre de la structure sandwich et le coût de la matière première (Figure II-77). Cependant, la demande d'outillage nécessaire à la production reste un des points limitants industriellement.

La deuxième solution d'enroulement des sandwich, inspirée des travaux de (DUFT, 1967), possède un point très avantageux qui réside dans l'enroulement du sandwich complet avec le même matériau. En effet, une structure de type nid d'abeille courbée se forme par la superposition de couches de fibres de verre enroulées à différents angles et avec un certain espacement. Donc il y a des avantages notables concernant le coût de la matière première relativement faible par rapport à la première solution. A noter que ce procédé ne demande pas un outillage complémentaire. Par contre, la mise en œuvre de la structure n'est pas facile et demande ainsi des techniciens expérimentés en enroulement filamentaire. Ceci peut influencer sur le temps de fabrication d'une structure sandwich enroulée entièrement en fibres de verre, puisqu'une grande précision est demandée au cours de l'enroulement des fils.

Concernant la troisième solution qui utilise le thermoformage des âmes en mousse PET de chez (ARMACELL, 2017) pour former des structures courbe en sandwich, elle semble être pertinente pour une utilisation en enroulement filamentaire. Cependant, elle demande un outillage important et très spécifique concernant le moule de thermoformage, un temps de production important notamment en ce qui concerne les temps de chauffage et de refroidissement. Par contre, le coût de la matière première reste relativement correct par rapport aux autres solutions et la mise en œuvre des âmes sandwich est relativement facile et ne demande pas une main d'œuvre qualifiée.

Enfin, la quatrième solution d'enroulement comporte deux peaux en fibres de verre préfabriquées plus une mousse expansive à l'intérieur qui forme l'âme de la structure. Les avantages de cette méthode résident donc dans le temps total nécessaire pour la fabrication et le prix de la matière première. Par contre les deux peaux cylindriques déjà préfabriquées doivent être bien coaxiales ce qui correspond à une première difficulté concernant la mise en œuvre de la structure. Une deuxième réside dans le fait de pouvoir arrêter l'expansion aux extrémités du mandrin, ce qui confirme que cette solution oblige le fabricant à avoir un outillage nécessaire durant la production.

Dans le tableau récapitulatif ci-dessous, toutes les solutions proposées précédemment sont comparées en fixant 4 critères jugés déterminants pour la sélection du procédé final qui va être utilisé par la suite pour l'enroulement de la structure sandwich constituant la citerne, et par conséquent le choix important du matériau d'âme final qui est lié au choix du procédé de fabrication.

Critères / Solutions	Temps de fabrication	Outillage nécessaire à la production	Mise en œuvre des matériaux	Coût de la matière première
Solution 1 (Âme enroulée)	++	-	+	+
Solution 2 (Structure en Nida)	-	+	--	+++
Solution 3 (Thermoformage)	-	-	+++	++
Solution 4 (Mousse expansive)	+	-	--	+

Tableau II-5 : Comparaison des différentes solutions d'enroulement proposées.

Le Tableau II-5 met en évidence que les trois premières solutions sont relativement intéressantes avec plus d'avantages pour la troisième au niveau de la facilité de mise en œuvre de la structure sandwich et le coût de la matière première. Généralement, le critère de choix concernant la facilité de mise en œuvre de la structure sandwich est très importante

pour les industriels parallèlement au coût de la matière première qui reste un des points essentiels à minimiser dans la production. Puisque la fabrication des citernes routières sera dans un cadre industriel à petites séries vu la grande taille de la structure et les besoins du projet, le temps de fabrication peut se classer comme le critère le moins important parmi les quatre critères de choix cités tant qu'il reste raisonnable. La fabrication de la structure courbe en utilisant la solution 4 à mousse expansive est relativement difficile, en plus elle possède peu d'avantages par rapport aux autres solutions proposées. Elle sera donc classée en dernière position. La deuxième solution, où la structure sandwich est formée par un même constituant enroulé (fibres de verre), demande une grande précision lors de la mise en œuvre et puisque les solutions 1 et 3 sont mieux placés vis-à-vis de ce critère, cette solution sera classée en troisième position. Malgré le fait que la première solution d'enroulement de l'âme possède un temps de fabrication relativement faible, la troisième solution de thermoformage de l'âme s'avère plus intéressante pour le partenaire industriel, surtout en pensant à la méthode de mise en œuvre et les moyens actuels qu'il possède dans l'usine. En effet, après les discussions menées dans les réunions du comité de pilotage technique organisées tout au long du projet, et suite à l'étude individuelle de chaque cas proposé lors des réunions, la solution la plus intéressante est celle où les âmes thermoformées sont utilisées dans la structure sandwich (solution n°3). En effet, la première solution d'enroulement de l'âme ressemble un peu à celle du thermoformage mais possède un inconvénient majeur pour les mousses PET qui est le quadrillage des âmes et leur chevauchement qui doit être contrôlé et maîtrisé le long de toute la structure. Ce vide peut être rempli par la résine qui coule lors de l'enroulement des fibres et augmente par conséquent la masse de la structure globale. Par contre, dans la solution utilisant des âmes en mousse thermo-formables, ce matériau est déposé sous forme de plaques bien pleines qui épouse la forme du mandrin après sa mise en forme sur un moule accessoire. Pour résumer, ces deux solutions de conception (1 et 3) répondent bien aux besoins industriels avec efficacité et efficience, d'autant plus qu'elles sont très ergonomiques relativement aux deux autres solutions proposées (2 et 4). Dans la suite de cette réflexion, l'étude qui va suivre va concerner les deux solutions les plus intéressantes, à savoir la solution de dépose de l'âme « 1 » et de thermoformage « 3 ». Par conséquent dans le prochain chapitre, un montage prototype pour la mise en œuvre des âmes a été développé en plusieurs étapes pour tester et valider les solutions retenues, afin de pouvoir fabriquer des éprouvettes « test », optimiser le procédé et fabriquer à la fin la citerne sandwich prototype.

## Chapitre IV. D'un cas test au laboratoire vers une structure industrielle

---

La validation et l'optimisation de la solution retenue pour la fabrication de la structure sandwich courbée demande un certain nombre de manipulations concernant la mise en œuvre. Etant donné que dans les deux solutions étudiées le mandrin contient toujours une couche inférieure de fibres de verre enroulées et puisque la principale idée est de déposer l'âme sur cette couche pour pouvoir écarter les deux peaux enroulées, quelques échantillons de matériaux d'âme candidats avaient été commandés auprès des fournisseurs cités dans la section III.1.3. Il s'agissait de pouvoir les tester et valider leur adaptabilité avec le premier processus de fabrication (solution de thermoformage pour les âmes en mousse PET de chez (ARMACELL, 2017)) et le processus de dépose d'âme.

Dans la première étape, une fabrication manuelle d'éprouvettes a été faite dans le laboratoire pour manipuler et comprendre le procédé qui concerne surtout la solution de dépose de l'âme sur une surface courbe. Ensuite, un deuxième montage prototype a été conçu et développé pour faire le thermoformage des âmes afin de pouvoir tester et optimiser la solution de conception proposée à cet effet. Enfin, quelques échantillons enroulés ont été fabriqués industriellement en utilisant les différents matériaux d'âme commandés et mis en forme en utilisant le prototype développé.

### IV.1 Fabrication manuelle des éprouvettes par « Infusion »

En ce qui concerne la première solution de conception (solution de dépose de l'âme sur le mandrin), quelques âmes sandwich candidates ont été sélectionnées pour les tester et les comparer, afin de choisir le matériau le mieux adapté à notre application. Pour cela, un dispositif de mise en œuvre de sandwich courbes a été conçu (Figure II-79) avec le même rayon de courbure que le mandrin industriel ( $R_c = 750$  mm). Des échantillons ont été fabriqués avec les matériaux sélectionnés en utilisant le procédé d'infusion (voir l'Annexe : Chapitre 5) car le laboratoire ne dispose pas de moyens pour réaliser de l'enroulement filamentaire. Cela n'était pas rédhibitoire car le but était de vérifier la drapabilité de chaque matériau choisi et de pouvoir fabriquer des structures sandwich courbées manuellement pour les tester expérimentalement.

La tension des fibres sur l'âme lors de l'enroulement constitue un autre paramètre important et a été étudié en parallèle (Figure II-80). Il faut noter que la tension réelle sur les fibres de verre n'est pas appliquée correctement lors de la mise en œuvre par infusion des structures sandwich pour simuler correctement l'enroulement filamentaire. En outre, cela a donné l'idée de faire fabriquer des échantillons chez le partenaire industriel avec la tension réelle appliquée sur les structures, et de les comparer aux échantillons fabriqués manuellement au sein du laboratoire afin de voir l'influence de la tension d'enroulement des filaments sur les propriétés physiques et mécaniques de nos structures. Cette tension pouvant éventuellement

être déterminante comme critère de choix lors de la sélection de l'âme sandwich qui va être déposée sur le mandrin en cours du procédé car elle va introduire des contraintes internes qui sont en grande partie relâchée lors des découpes d'éprouvettes.

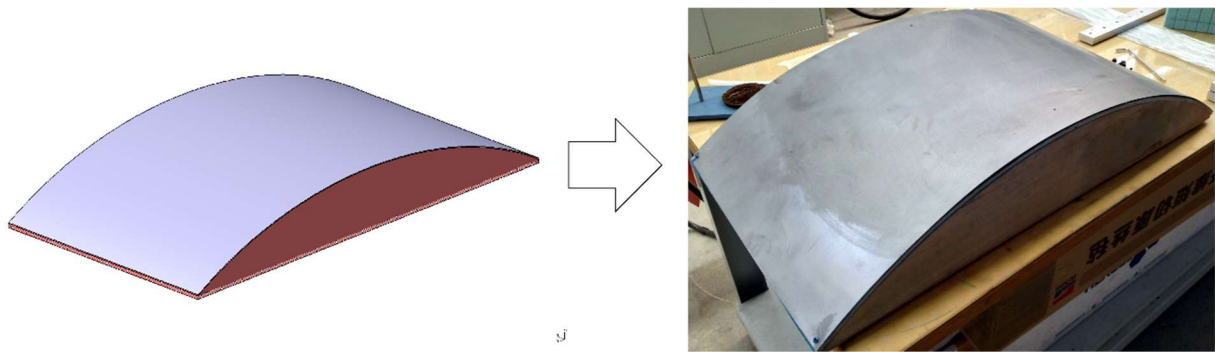


Figure II-79 : De la conception vers la fabrication d'un montage en bois courbé.

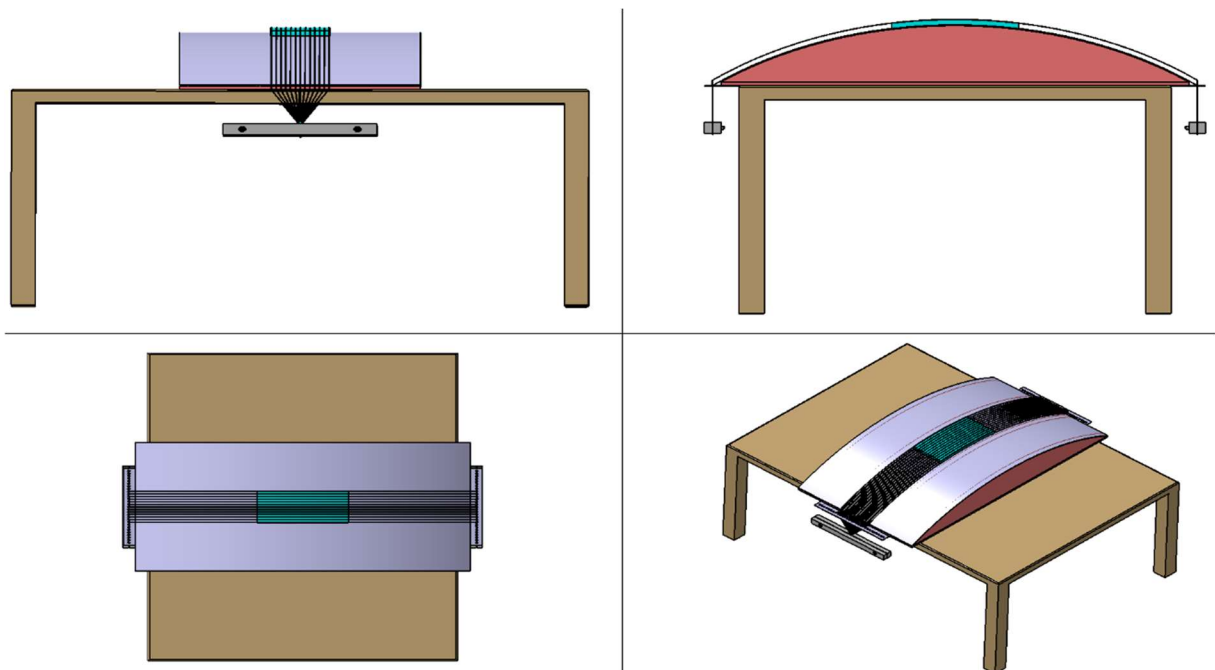


Figure II-80 : Méthode d'application d'une tension sur les fibres.

Pour décrire encore plus la manipulation illustrée dans la Figure II-81, des fibres de verre ont été coupées et assemblées pour constituer une nappe et former ainsi les deux peaux supérieure et inférieure de la structure. Une stratification symétrique du type  $[0_2/90]_4$  a été retenue pour la structure sandwich en faisant deux plis circonférentiel à  $0^\circ$  plus un pli à  $90^\circ$  pour chaque couche. Quatre couches ont été réalisées, un seul pli correspond approximativement à **0,34 mm** d'épaisseur. La technique d'infusion consiste à aspirer la résine dans un tissu de fibres sèches en créant le vide dans celui-ci. Ce vide est créé entre le moule et un film plastique qui permet l'étanchéité (Figure II-81). La résine infuse et se répartit uniformément dans le renfort fibreux.

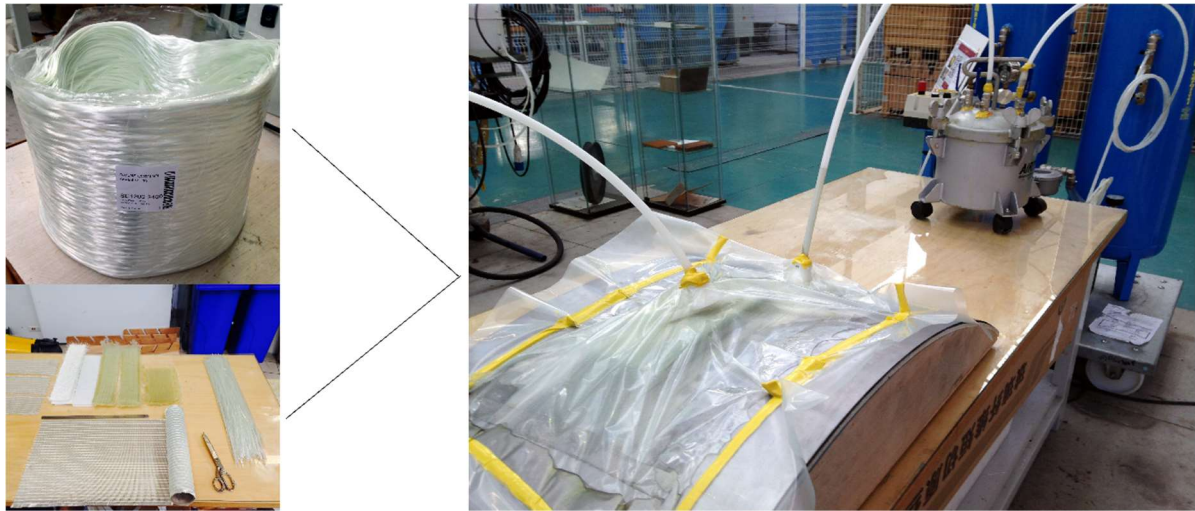


Figure II-81 : Mise en œuvre par infusion d'un sandwich courbe.

Différents types d'âme drapables, illustrés dans la Figure II-82, ont été utilisés pour la préparation des structures sandwich « test » avec des dimensions de 400 mm de longueur et 70 mm de largeur :

- (a) Sandwich avec âme en mousse PET quadrillée (ARMACELL, 2017) ;
- (b) Sandwich avec âme en Nida PP quadrillée (NIDAPLAST, 2017) ;
- (c) Sandwich avec âme structurelle en mousse PU avec ponts en verre (SAERTEX, 2017) ;
- (d) Sandwich avec âme structurelle 3D en fibres de verre (PARABEAM, 2017) ;

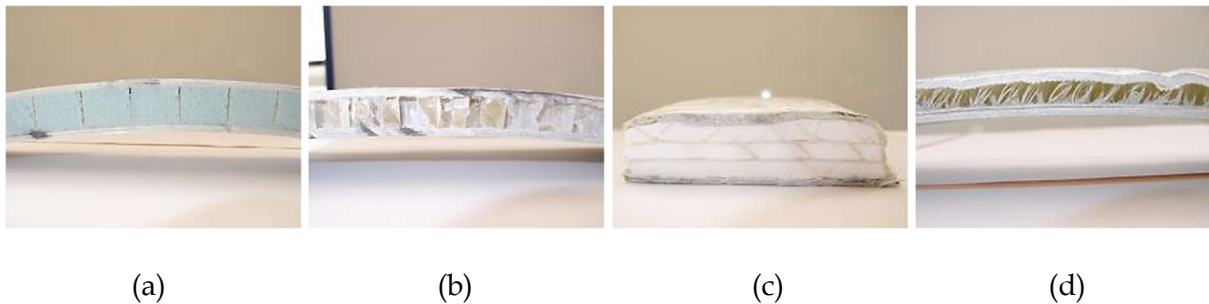


Figure II-82 : Structures sandwich fabriquées manuellement par infusion.

Toutes les âmes ont bien été mises en forme sur le moule courbé, puisqu'elles sont déjà drapables à cause du quadrillage présent dans les matériaux PET (a) et PP (b) et de leur malléabilité (matériaux (c) et (d)). Cela facilite la tâche d'enroulement des fibres pour former la structure sandwich. Une légère tension doit être appliquée par les fibres sur l'âme afin qu'elle épouse la forme courbée voulue. En ce qui concerne les matériaux d'âme en PET (a) et PP (b), la présence de la résine était relativement importante dans les vides formés par le quadrillage des plaques. Pour le matériau souple en mousse PU (c), la résine était présente surtout dans les ponts en verre qui sont présents au sein du matériau et qui permettent de rigidifier la structure en reliant les deux surfaces supérieure et inférieure entre elles. Pour le matériau (d), la résine est le composant essentiel qui permet de former la structure sandwich

par capillarité, puisqu'elle est entièrement constituée de fibres de verre. Tous les échantillons décrits dans cette section, fabriqués manuellement par infusion en « one-shot », vont être testés expérimentalement en flexion pour une éventuelle comparaison avec ceux qui vont être faits par enroulement filamentaire chez le partenaire industriel (éprouvettes réelles).

## IV.2 Aménagement d'un équipement prototype de thermoformage des âmes

La solution de thermoformage des âmes a nécessité le développement d'un équipement prototype dans le laboratoire. Celui-ci a demandé une phase de conception et de réalisation plus complexe que pour le cas précédent. Il doit intégrer le fait que les plaques de départ commandées auprès du fournisseur (ARMACELL, 2017) sont planes (Figure II-83).



Figure II-83 : Plaques planes en mousse ARMAform PET GR70.

Le premier dispositif était sous forme d'un moule male (convexe) pour avoir la même forme qu'un mandrin de diamètre  $\varnothing$  1500 mm (Figure II-84). Par contre pour le prototype de thermoformage, avoir un moule femelle ayant la même courbure sera mieux en termes de précision et facilité de mise en œuvre puisque sa forme concave permet un meilleur maintien des plaques sur le moule.



Figure II-84 : Première conception du moule de mise en forme des âmes.



Une nouvelle conception a été réalisée donc pour améliorer le montage de mise en forme, en utilisant le premier dispositif convexe comme contre-moule pour maintenir les âmes en mousse PET thermo-formables sur le moule concave après leur chauffage et mise en forme (principe général de thermoformage décrit dans la section III.3 de cette partie). Ce principe est illustré dans la Figure II-85-a-b et la conception est détaillée dans l'annexe du chapitre 6.

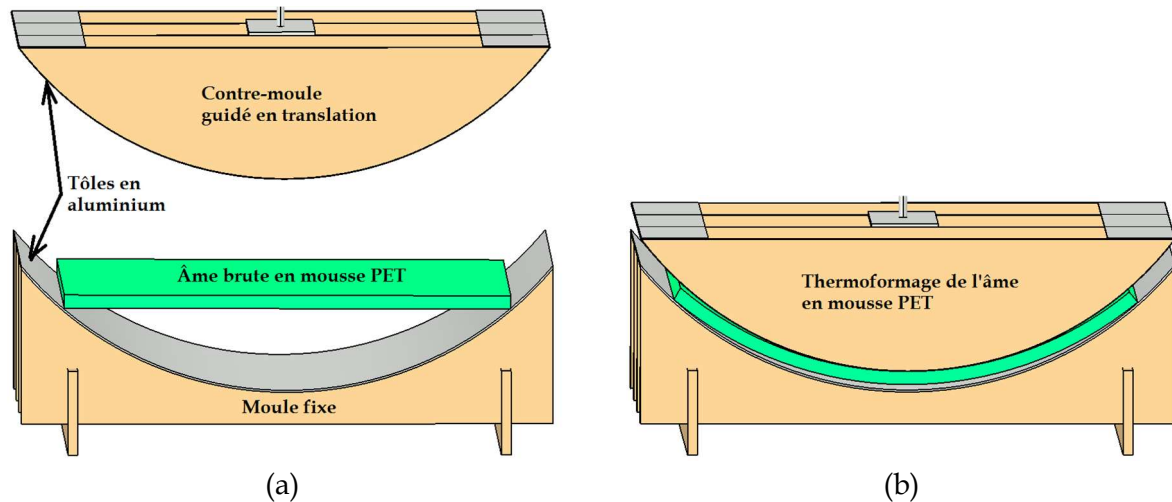


Figure II-85 : Processus de thermoformage d'une âme en mousse PET.

Les différentes étapes de la mise en forme des mousses PET par thermoformage sont décrites ci-après (Figure II-87) :

- 1- Une plaque plane de mousse en PET est déposée manuellement sur le dispositif du moule courbée qui comporte déjà une tôle en aluminium (Figure II-87-a-b) ;
- 2- Une deuxième tôle en aluminium est déposée ensuite sur la mousse (Figure II-87-c) pour favoriser la transmission de la chaleur par contact, et pour éviter le contact direct entre les couvertures chauffantes, illustrées sur Figure II-87-d, et la plaque de mousse brute. Ces couvertures chauffantes ont une température maximale de 200 °C et ont pour rôle de chauffer la mousse pour pouvoir la thermoformer facilement ;
- 3- Le chauffage est réglé en utilisant des régulateurs connectés aux couvertures chauffantes (Figure II-86) pour pouvoir contrôler la température nécessaire au thermoformage de la mousse (ARMACELL, 2017) ;



Figure II-86 : Régulateurs de température reliés aux couvertures chauffantes.

- 4- Le préchauffage dure ~ 5 min pour atteindre les 200 °C ( $T^{\circ}$  ambiante  $\rightarrow$   $T^{\circ}$  finale). La plaque de mousse doit rester entre 10 à 20 min sous 200 °C selon son épaisseur et sa densité, pour atteindre sa phase de relâchement ou « ramollissement ». Il faut surveiller la température à l'aide des régulateurs qui peut dépasser le seuil maximum des couvertures chauffantes ;
- 5- Quand la plaque devient malléable, les régulateurs doivent être arrêtés et la phase de refroidissement de la plaque commence (entre 15-20 min). Il faut que le contre-moule maintienne bien la plaque de mousse en appliquant la charge nécessaire pour avoir la forme courbe à la fin, comme montré sur la Figure II-87-e.

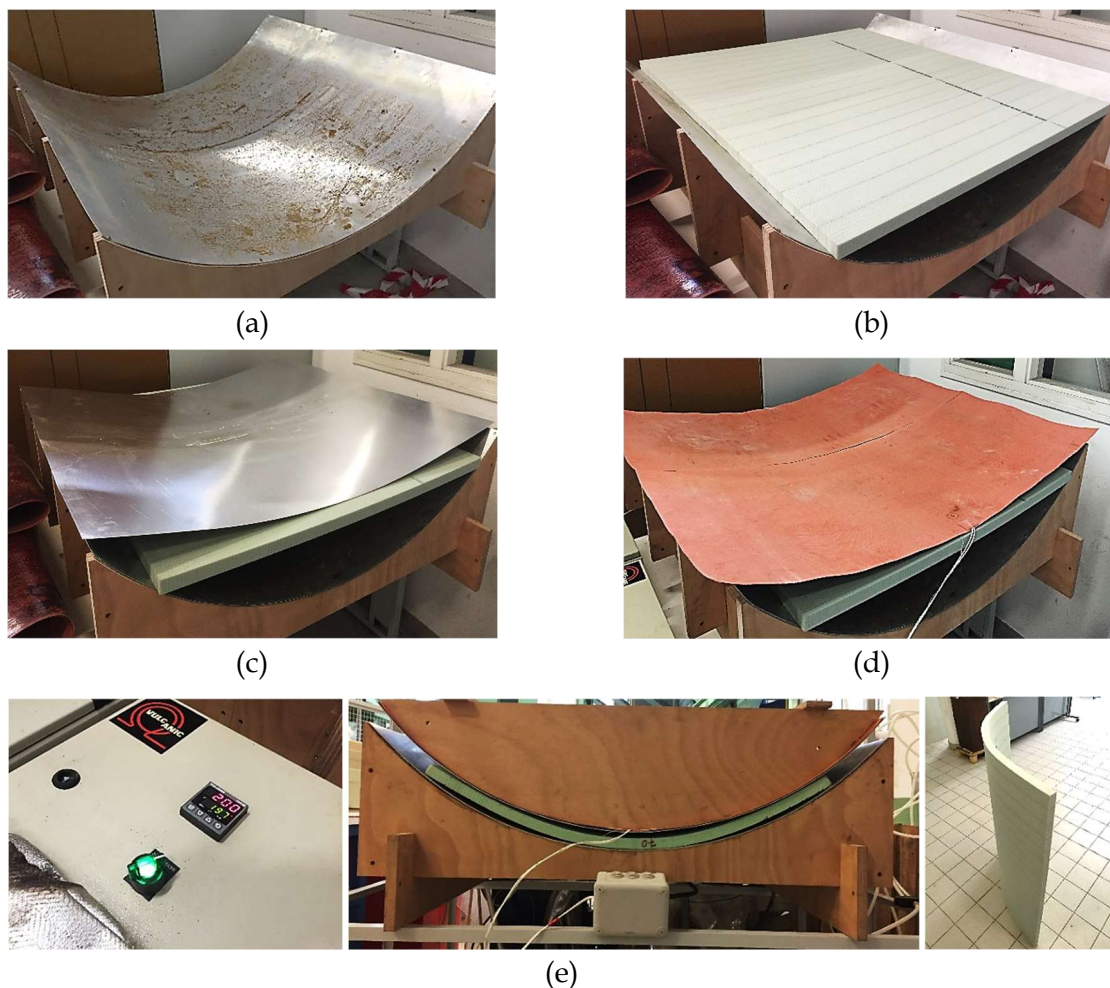


Figure II-87 : Différentes étapes de mise en forme des mousses PET par thermoformage.

Donc pour avoir une plaque bien thermoformée, il faut compter un temps de mise en œuvre total de ~ 50 minutes pour une seule plaque. Dans notre cas d'étude, il faut ~ 800 minutes pour avoir 16 plaques afin de couvrir toute la citerne cylindrique, soit ~ 13 heures et 30 minutes. Il faut penser alors à un dispositif de thermoformage de plusieurs plaques d'âmes en parallèle pour gagner en termes de temps de production. Cette solution est décrite dans la section III.3 de cette partie. Un refroidissement actif permettrait aussi de gagner beaucoup de temps.

Une amélioration du système de thermoformage a été proposée (Annexe : Chapitre 6) en ajoutant une ossature au dispositif étudié, avec un vérin pneumatique qui pilote la partie supérieure (contre-moule) en translation verticale (Figure II-88). Le but étant de bien répartir la charge appliquée sur toute la surface de la plaque à thermoformer pour qu'elle épouse la surface intérieure du moule, et d'avoir à la fin une bonne mise en forme du matériau d'âme.

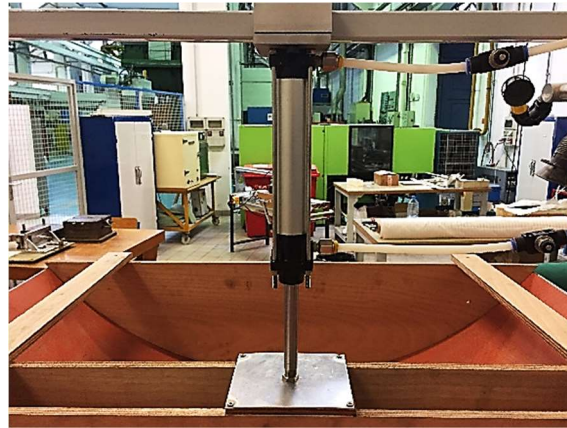


Figure II-88 : Vérin pneumatique qui assure le mouvement du contre-moule.

Comme montré sur la Figure II-89, le système permet d'appliquer la charge nécessaire pour thermoformer la plaque de mousse et la plaquer contre le moule intérieur durant la phase de refroidissement où se forme la courbure voulue de l'âme.

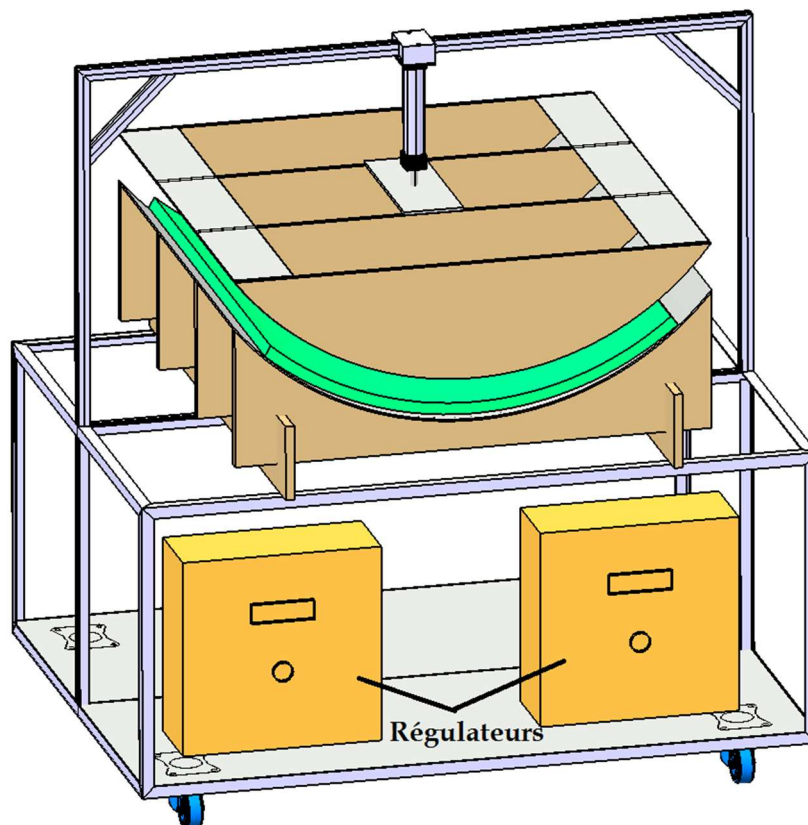


Figure II-89 : Conception du prototype de thermoformage des âmes en mousse PET.

Les couvertures chauffantes montrées sur la Figure II-90 sont collées sur la surface de la tôle fixée sur le contre-moule, et qui constitue la surface de contact principale avec la plaque en mousse. Le vérin est commandé par un distributeur d'air comprimé sous forme de manette mécanique qui contrôle la montée et la descente du contre-moule.

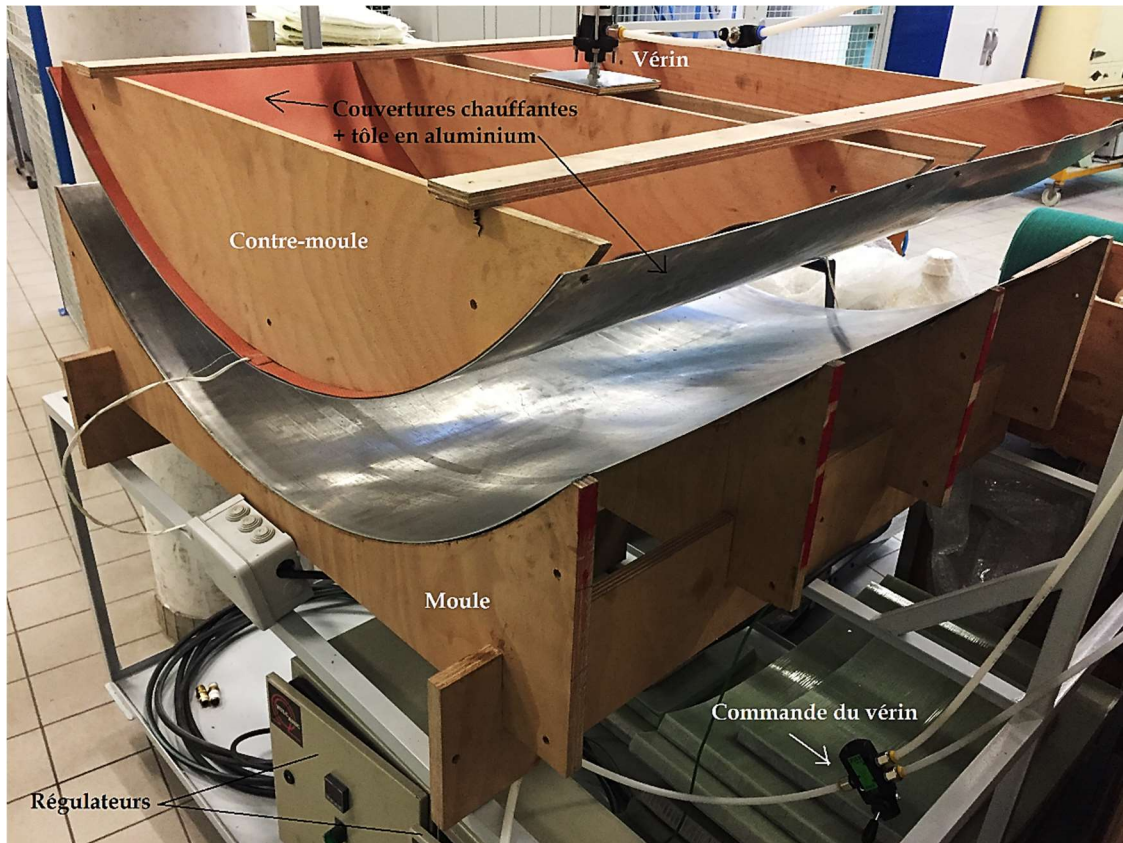


Figure II-90 : Equipement réel prototype de thermoformage des âmes en mousse PET.

Concernant l'utilisation des couvertures chauffantes, une autre idée s'avère être relativement intéressante et qui consiste à mettre ces couvertures d'abord à plat sur la mousse pour la ramollir complètement et puis prendre le matériau pour le placer directement sous le contre-moule et procéder au formage. Cependant, ces différentes étapes peuvent présenter un inconvénient de temps pour l'industriel qui demande toujours un temps de production minime.

## IV.3 Fabrication industrielle des éprouvettes par enroulement

### IV.3.1 Mise en forme des structures sandwich courbes

En utilisant le procédé réel d'enroulement filamenteux sur un mandrin de 1500 mm de diamètre, le partenaire industriel du projet a pu fabriquer des échantillons sandwich, en utilisant comme principe la solution de dépôt des âmes proposée dans le cadre de cette thèse, pour avoir la structure sandwich illustrée sur la Figure II-91.

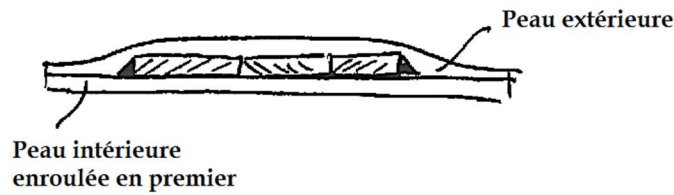


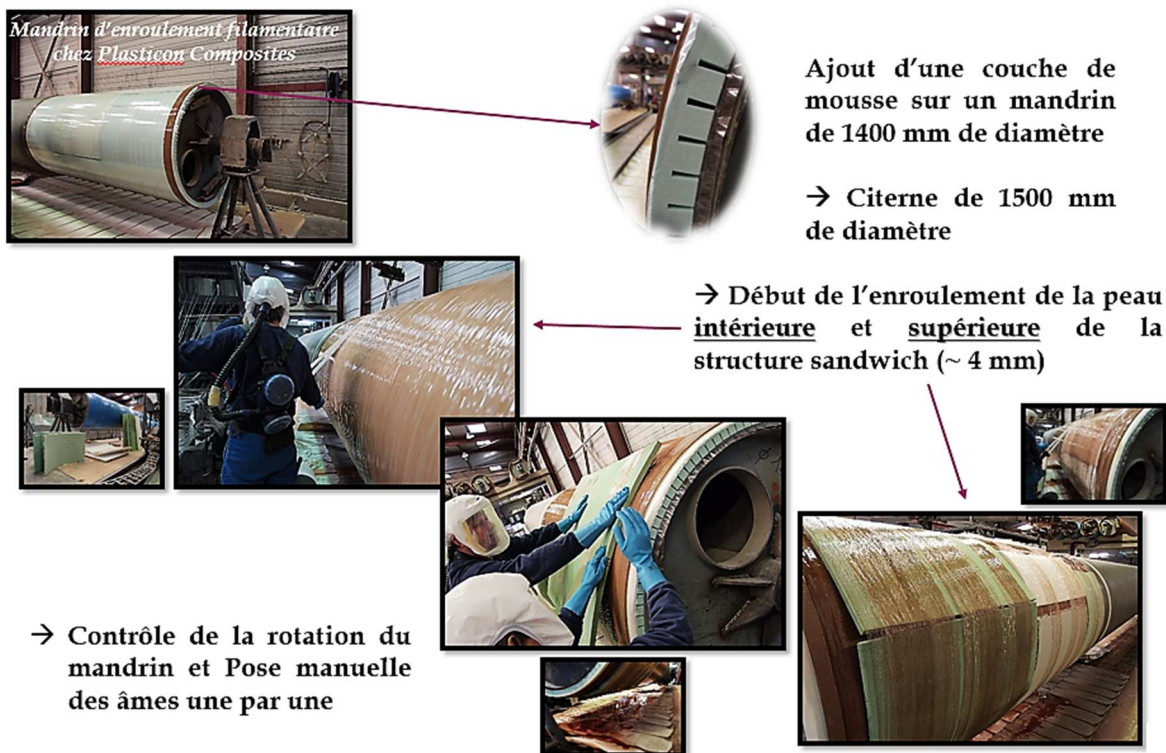
Figure II-91 : Section de la structure sandwich enroulée.

Les âmes en mousse PET mises en forme en utilisant le dispositif de thermoformage ont été utilisées ainsi que les autres types d'âmes candidates comme ARMAform PET quadrillé, SAERfoam 3D ainsi que NIDAplast (Figure II-92-a-b). Différentes densités d'âme sandwich ont été envisagées pour pouvoir étudier l'effet de ce paramètre vis-à-vis de la rigidité globale des échantillons qui vont être caractérisés mécaniquement par la suite.

La phase d'enroulement des matériaux sandwich s'est faite en 3 étapes (Figure II-92-a-b) :

- 1) Enroulement de la première peau de la structure sandwich en déposant plusieurs couches de fibres de verre pour former 4 mm d'épaisseur ;
- 2) Pose manuelle de chaque type d'âme sandwich sur le mandrin (les âmes quadrillées ainsi que les âmes thermoformées doivent épouser la forme courbe) ;
- 3) Enroulement de la peau extérieure (4 mm d'épaisseur) et finition.

A la fin, il faut attendre 2 à 3 h pour la polymérisation de la résine après la pose de la dernière couche, et pour pouvoir procéder à l'extraction des matériaux sandwich enroulés.



(a)



Opérations « Post-Enroulement » : Lissage de la surface extérieure de la structure enroulée



Démoulage du cylindre enroulé, découpage des plaques et mise en palette de l'ensemble  
(b)

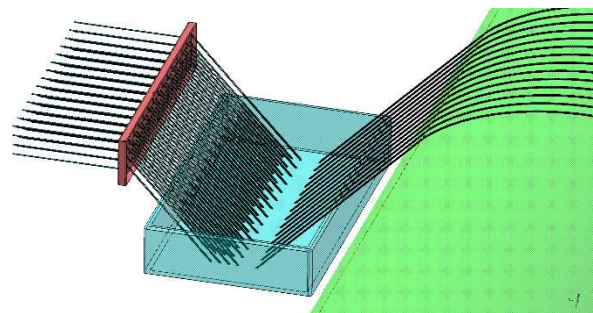
Figure II-92 : Présentation des différentes étapes d'enroulement de la structure sandwich courbe : (a) enroulement des structures et (b) étapes de finition.

### IV.3.2 Effet de la tension des fibres sur l'âme sandwich

Durant le procédé d'enroulement filamentaire (Figure II-93-a-b), la tension des fils appliquée était aux alentours de 15 N/fil d'après l'industriel. Concernant ce paramètre très important, une étude a été menée sur l'effet de la tension des fibres sur la surface des âmes pendant leur enroulement (Figure II-93-c). En effet, puisque cette tension est réglable comme montré dans la Figure II-93-d, elle influe considérablement sur le taux de fibres.



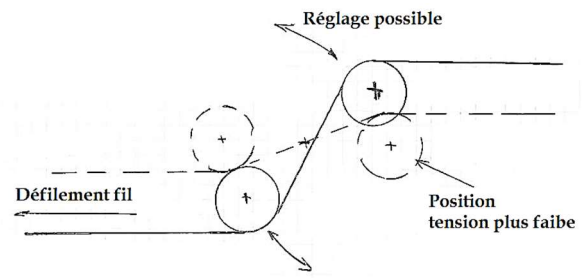
(a)



(b)



(c)



(d)

Figure II-93 : Application de la tension sur les fibres en enroulement filamenteire.

Avant d'entamer cette étude, il est important de rappeler l'existence de 3 types de contraintes cylindriques, illustrés sur la Figure II-94 (CRAVEUR, 1997) :

- Contrainte circonférentielle ou contrainte circulaire : c'est une contrainte normale suivant la tangente (azimut) du cylindre ;
- Contrainte axiale : c'est une contrainte normale parallèle à l'axe de symétrie cylindrique ;
- Contrainte radiale : c'est une contrainte dans des directions coplanaires mais perpendiculaire à l'axe de symétrie. Dans notre cas d'étude, cette contrainte est proportionnelle surtout à la tension appliquée sur les fils lors de l'enroulement.

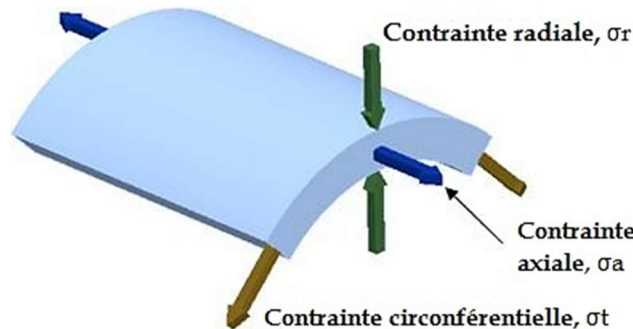


Figure II-94 : Les différents types de contraintes cylindriques.

Dans notre cas, la contrainte " $\sigma_t$ " s'avère être la plus intéressante à étudier, puisqu'elle est due à la force exercée dans la direction circonférentielle, et donc perpendiculaire à la fois à l'axe et au rayon du cylindre. Cependant, il ne faut pas négliger la contrainte " $\sigma_r$ " qui est le résultat de la force exercée radialement par l'ensemble des fils suivant la direction du rayon du cylindre. D'autre part, la pression circonférentielle  $P_0(k)$  en [MPa] exercée par la  $(k+1)^{ème}$  couche sur le mandrin d'enroulement (couche  $k$ ) est donnée par (TIMOSHENKO, 1968) :

$$P_0^{(k)} = \frac{T}{l \times b_k} \tag{2.48}$$

Avec «  $T$  » : la force exercée par fil de fibres de verre sur une surface circonférentielle de la paroi du mandrin [N] ; «  $b(k)$  » : le rayon de la couche  $k$  [mm] et «  $l$  » : la largeur totale de la bande de fibres déposée [mm].

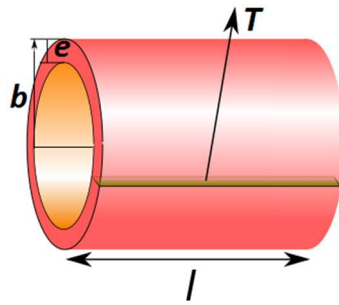


Figure II-95 : Paramétrage d'une bande sandwich enroulée.

A titre de rappel, le diamètre intérieur de la citerne a été fixé à  $\text{Ø } 1500 \text{ mm}$ . Ce paramètre d'entrée est classé parmi d'autres paramètres d'étude, comme par exemple l'épaisseur d'un seul pli unidirectionnel (UD) de fibres de verre qui est de  $0,26 \text{ mm}$ , l'épaisseur de l'âme sandwich «  $e$  » fixée à  $25 \text{ mm}$  et la largeur de la bande de fibres déposée «  $l$  » qui est de  $3 \text{ mm}$ . La Figure II-96 montre une photo de la bobine de fibres de verre en fil continu, utilisé pour faire l'enroulement filamentaire de la structure composite envisagée dans le cadre de ce projet.



Figure II-96 : Bobine de fibres de verre utilisées pour l'enroulement.

Etant donné que la force «  $T$  » est supposée connue comme étant la tension des fibres qui mesure à peu près  $15 \text{ N/ fil}$ , la pression circonférentielle  $P_0(k)$  exercée par la  $(k+1)^{\text{ème}}$  couche sur le mandrin d'enroulement (qui contient déjà la couche inférieure nommée  $k$ ) peut être calculée en tout point de la structure sandwich globale. En effet, pour constituer la première peau intérieure, elle doit contenir plusieurs couches de fibres enroulées sur le mandrin et qui forment au total 16 couches de plis unidirectionnels dans chacune des directions à  $0^\circ$  et  $90^\circ$   $[0,90]$ , pour avoir à la fin les  $4 \text{ mm}$  d'épaisseur pour la peau. Comme hypothèse, la  $17^{\text{ème}}$  couche, qui vient juste après la peau intérieure, est supposée être l'âme sandwich ou cœur de la structure globale. Elle a en effet une épaisseur fixée à  $25 \text{ mm}$ . A partir du moment où les plaques d'âme sont déposées sur le mandrin, le deuxième ensemble de fibres qui vont constituer la peau extérieure commence à se former couche après couche par les fibres de



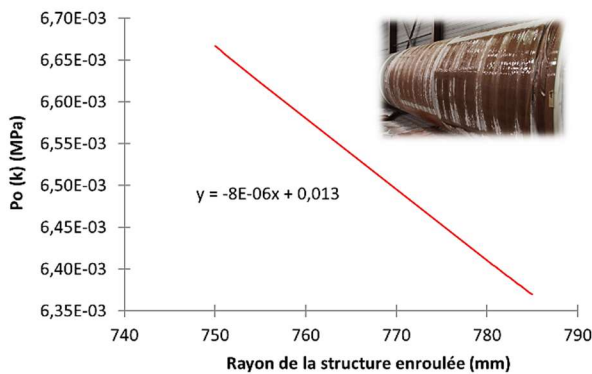
verre pour avoir aussi les 16 couches de plis de **4 mm** d'épaisseur, pareil comme la première peau. Donc pour résumer, la structure sandwich globale comporte une superposition de 33 couches au total : 32 couches de fibres enroulées plus une couche au milieu représentant l'âme (Tableau II-6).

	Peau intérieure en fibres de verre	Ajout de l'âme sandwich	Peau extérieure en fibres de verre
Rayon b(k) [mm]	750 - 754	779	779 - 783
Couche k	1 - 16	17	18 - 33
Pression $P_0(k)$ [MPa]	6,67 E-03 - 6,62 E-03	6,41 E-03	6,41 E-03 - 6,37 E-03

Tableau II-6 : Evolution des différents paramètres de sortie pour une tension de 15 N/fil.

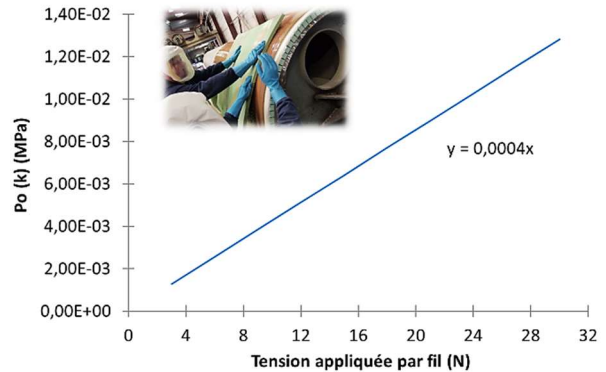
En fonction du Tableau II-6, l'évolution de la pression circonférentielle due à la tension des fibres s'avère être inversement proportionnelle à l'augmentation continu du rayon de la structure au fur et à mesure que l'enroulement avance (Figure II-97-a). Elle reste quand même négligeable (de l'ordre de  $10^{-3}$ ) et ne peut pas abimer par conséquence la surface de l'âme lors de la mise en forme de la structure de la citerne. En effet, les valeurs de la résistance mécanique des âmes étudiées (voir la Partie 3 de ce manuscrit) restent largement au-dessus des valeurs résultantes de la pression circonférentielle (~ 50 fois de plus).

Pression circonférentielle en fonction du rayon de la couche k



(a)

Pression circonférentielle en fonction de la tension d'enroulement par fil



(b)

Figure II-97 : Etude paramétrique de l'évolution de la pression circonférentielle.

Pour confirmer les résultats précédents, l'évolution de la pression circonférentielle a été étudiée aussi en fonction de la variation de la tension d'enroulement par fil entre 3 et 30 N/fil (Figure II-97-b). Cette évolution concerne plus spécifiquement la couche n°17 où l'âme a été ajoutée dans la structure. D'après la Figure II-97-b, l'évolution de la pression est proportionnelle à la tension des fibres, et elle correspond bien à 0,012 MPa pour un

maximum de tension appliquée de 30 N/fil. Cette valeur reste donc négligeable puisque l'ordre de grandeur des résistances à la traction et à la compression concernant les âmes sandwich est au minimum 0,4 MPa.

Une autre méthode utilisée durant le procédé de l'enroulement des fibres a confirmé ce résultat. En effet d'après (SENSORPROD, 2017), un film très fin peut être placé entre deux surfaces en contact pour donner une idée de la pression surfacique exercée par l'une sur l'autre. L'application de la force sur ce film provoque la rupture des microcapsules à l'intérieur, produisant une image "topographique" instantanée et permanente de haute résolution. Cela permet d'obtenir la répartition de la pression sur la zone de contact (Figure II-98). Ensuite en retirant le film, il révèle le profil de distribution de pression qui s'est produit entre les deux surfaces. L'intensité de la couleur qui apparaît sur ce film est directement liée à la valeur de la pression appliquée. Plus la pression est grande, plus la couleur est intense.

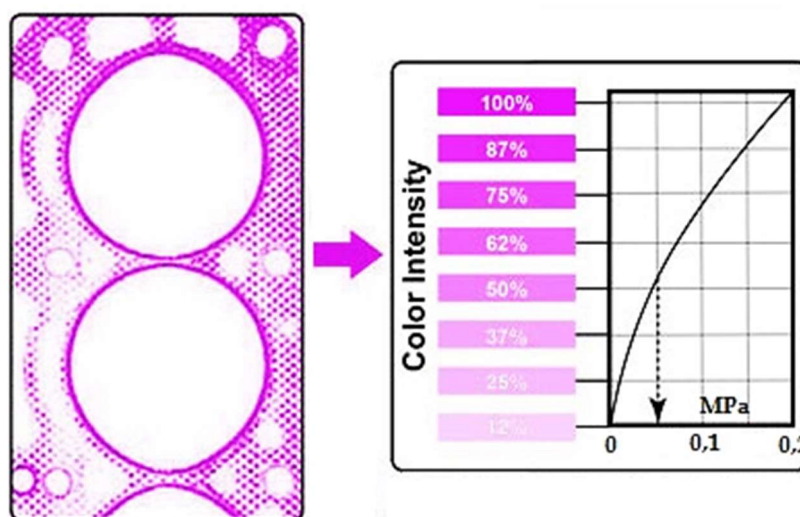


Figure II-98 : Exemple d'une variation de pression à travers une surface de pièce.

Néanmoins en ce qui concerne notre application, et après les discussions menées auprès du fournisseur (SENSORPROD, 2017), un film échantillon drapable est commandé avec la plus basse plage de pression détectable entre (0,05 - 0,17 MPa). Ce film fin a été placé sur l'âme durant la fabrication de la structure sandwich, et les fibres ont été enroulées sur le film en le protégeant par deux films plastiques pour pouvoir l'enlever à la fin de la fabrication. En regardant après, il y avait peu de variation d'intensité de couleur sur le film et donc cette légère pression détectée est due surtout à la contrainte radiale «  $\sigma_r$  » appliquée par l'ensemble des fibres enroulées (Figure II-99). Par conséquent, la pression de l'ensemble des fibres de verre déposées sur l'âme était sûrement entre 0,05 MPa (valeur minimum que le film pouvait détecter) et 0,1 MPa. Comme résultat, la pression circonférentielle due à la tension de fibres n'influe pas sur la géométrie surfacique de l'âme déposée sur le mandrin, ni sur ses propriétés mécaniques.

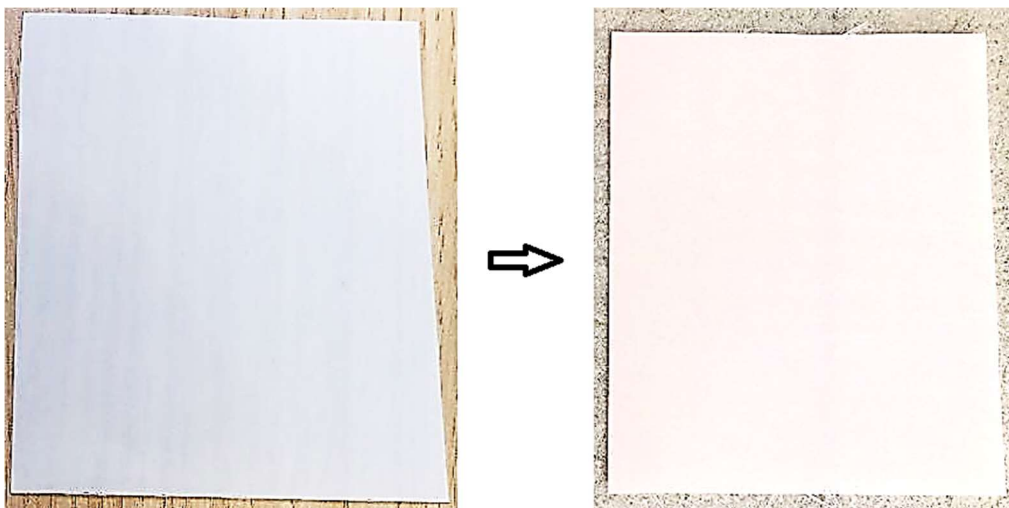


Figure II-99 : Film utilisé en enroulement entre les fibres et l'âme.

## Chapitre V. Conclusions de la partie

---

Pour concevoir une pièce mécanique, il est possible de choisir parmi les matériaux traditionnels (métal, bois...) mais aussi parmi les matériaux organiques de synthèse dont les caractéristiques sont chaque jour améliorées. Ces derniers trouvent de plus en plus d'applications structurales car ils présentent souvent des avantages très intéressants tels que la légèreté, la tenue à la corrosion, la facilité de mise en œuvre permettant d'intégrer plusieurs fonctions dans une pièce monobloc, l'autolubrification, l'isolation, la tenue à la fatigue. Ils ont aussi parfois des comportements bien inférieurs à ceux des métaux notamment la résistance au feu et la dureté. Il faut donc penser composite dès le début de l'étude d'un nouveau produit pour exploiter au mieux leurs caractéristiques et comparer avec une solution métallique.

Cette partie résume les méthodes proposées pour la mise en œuvre des composites sandwich courbés ainsi que leurs propriétés, en suivant une démarche de conception fixée dès le début de l'étude et illustrée par la sélection de quelques solutions possibles qui répondent au mieux aux besoins du projet. En parallèle, les différents paramètres qui peuvent intervenir lors de la fabrication d'une structure cylindrique ont été identifiés et étudiés pour pouvoir optimiser le procédé d'enroulement des matériaux sandwich en accord avec les attentes industrielles. Ainsi, un équipement prototype a été aménagé pour tester la conception du procédé retenu qui est la solution de thermoformage des âmes en mousse PET et leur dépose sur le mandrin d'enroulement. Ce principe s'est avéré comme le plus intéressant pour le partenaire industriel à cause de la simplicité de mise en œuvre de la structure courbe voulue. Une description des matériaux d'âme candidats a été élaborée dans cette partie et des essais de faisabilité ont été réalisés au laboratoire en premier lieu pour arriver ensuite à faire fabriquer des échantillons industriellement avec le vrai procédé.

Ayant différents types d'âme étudiés avec différentes masses volumiques, les échantillons fabriqués par enroulement filamentaire vont être caractérisés mécaniquement dans la Partie 3 de ce manuscrit et leur comportement va être étudié sous différents chargements pour tester et valider le matériau final de la citerne qui dépendra fortement du procédé de mise en forme sélectionné dans cette partie.

## Partie 3

# Caractérisation expérimentale des matériaux

### Sommaire

---

Chapitre I.	Introduction.....	115
Chapitre II.	Présentation des matériaux sandwich étudiés .....	116
Chapitre III.	Caractérisation quasi-statique en flexion trois et quatre points.....	120
Chapitre IV.	Caractérisation quasi-statique en traction perpendiculaire.....	150
Chapitre V.	Caractérisation quasi-statique en compression perpendiculaire.....	163
Chapitre VI.	Caractérisation quasi-statique en compression longitudinale .....	187
Chapitre VII.	Comportement à l'impact à basse vitesse .....	194
Chapitre VIII.	Résistance à l'arrachement d'inserts et au cisaillement entre matériaux différents .....	206
Chapitre IX.	Conclusions de la partie.....	216

## Chapitre I. Introduction

---

L'industrie des transports est conduite à réduire la masse des structures tout en poussant leurs limites de performance. Il existe une demande croissante de matériaux légers et fonctionnels pour diminuer les consommations énergétiques. Pour atteindre cet objectif, l'utilisation de matériaux composites devient pertinente. Sachant qu'ils sont généralement conçus pour supporter des forces de flexion, les structures sandwich doivent répondre à d'autres exigences telles que la corrosion, la résistance au feu et même l'isolation thermique. Fondamentalement, le choix du type de sandwich dépend de son application, comme des structures ou des pièces de structure nécessitant une rigidité et une résistance élevées. Lorsqu'ils sont conçus pour être utilisés dans des structures cylindriques comme des réservoirs, les sandwich courbés sont le plus souvent soumis à des contraintes de flexion.

Dans cette partie, les matériaux étudiés sont constitués par les différentes âmes présentées précédemment et qui sont à base de polyéthylène téréphtalate (PET), de polyuréthane (PU) et de polypropylène (PP). En effet, leur résistance structurale élevée à faible masse et leur excellente résistance à la fatigue sont des facteurs importants qui permettent à ces matériaux de remplacer des matériaux de base plus traditionnels tels que le PVC ou le balsa (BANNISTER, 2014). Bien que de nombreux travaux expérimentaux et numériques aient été réalisés sur le comportement mécanique des matériaux sandwich, ils se sont limités aux structures planes et donc peu de recherches traitent le comportement de sandwich incurvés. Dans la partie précédente, une description de la méthode de fabrication de ces matériaux a d'abord été faite. Dans cette partie, l'étude se poursuit par une caractérisation mécanique des échantillons sandwich incurvés, réalisés par enroulement filamentaire. Ils comprennent des peaux composites constitués de fibres de verre E et d'une résine vinylester avec différents types d'âmes évoqués ci-dessus. L'idée était de se focaliser sur les mécanismes d'endommagement de ce type de matériau qui possède une géométrie courbe. Il est donc important de pouvoir décider quelles caractéristiques du matériau doivent être déterminées et donc quels tests mécaniques doivent être réalisés. Il faut noter que le choix du type de sandwich dépend surtout de son application.

Dans tous les essais qui ont été faits et qui vont être détaillés par la suite, les techniques appropriées de préparation des échantillons et les procédures d'essais seront soulignées. L'effet de la courbure sur les éprouvettes a été étudié en même temps que leur caractérisation quasi-statique en traction et compression perpendiculaires, en compression longitudinale, en flexion trois et quatre points ainsi que leur comportement dynamique à l'impact à faible masse et basse vitesse. Aussi, l'effet de l'intégration des inserts au sein de la structure composite de la citerne a été étudié via des essais de résistance à l'arrachement menés à la fin de la campagne d'essais, accompagnés de quelques tests de cisaillement de l'adhésion entre les couches du stratifié et du revêtement. Toute cette campagne expérimentale a finalement pour but de donner une vision globale des propriétés des matériaux et valider ainsi la structure finale.

## Chapitre II. Présentation des matériaux sandwich étudiés

Les composites fournissent de nouvelles solutions de conception aux fabricants qui recherchent des matériaux plus résistants, plus légers et plus abordables financièrement. En même temps, ils posent de nouveaux problèmes de modélisation et de fabrication en raison de contraintes de polymérisation et de contraintes résiduelles induites durant le procédé de mise en forme. Pour étudier les nouvelles structures incurvées, il a été nécessaire de fabriquer les différents matériaux sandwich sur un moule cylindrique qui a les dimensions réelles du réservoir final. Ces échantillons, résumés ci-dessous dans le Tableau III-7, ont été fabriqués en utilisant le procédé d'enroulement filamentaire, avec l'application d'une tension réelle ( $\sim 5$  N/fil) sur les fibres de verre qui forment les deux peaux supérieures et inférieures. C'est en considérant ces spécifications structurelles et fonctionnelles que le choix des matériaux constitutifs et des paramètres géométriques a été réalisé dans le cadre d'une approche intégrée expliquée en détail dans la partie précédente de ce manuscrit.

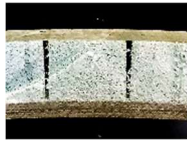
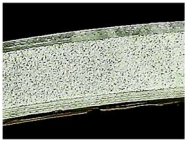


Type de spécimen	Âme en mousse PET - Type Quadrillé	Âme en mousse PET - Type Standard	Âme en mousse PU avec des ponts en verre 3D	Âme PP en Nid d'abeille
Coupe de la structure réelle				

Tableau III-7 : Illustration des différents types de matériaux sandwich fabriqués.

Pour chaque type d'essai, des lots d'éprouvettes courbes ont été découpés depuis les échantillons de matériaux sandwich selon les normes correspondantes pour caractériser leur comportement mécanique. Après des études structurelles menées par les partenaires de ce projet, il a été décidé que les peaux constituant la structure doivent avoir plusieurs couches unidirectionnelles de fibres de verre (Tableau III-8) dans les deux directions  $0^\circ$  et  $90^\circ$ , avec une épaisseur totale de chaque peau  $e_p \approx 4$  mm.

Température de fusion	$T_f$	700.00	$^\circ\text{C}$
Densité	$\rho_f$	2.54E-09	T/mm <sup>3</sup>
Module d'élasticité	$E_f$	73000	MPa
Coefficient de poisson	$\nu_f$	0.22	-
Module de cisaillement	$G_{xyf}$	29918	MPa
Résistance en traction	$X'_f$	1990	MPa
Résistance en compression	$X''_f$	1200	MPa
Résistance en cisaillement	$S_f$	1200	MPa
coefficient de dilatation thermique à T	$\alpha_f$	5.14E-06	mm/mm/ $^\circ\text{C}$

Tableau III-8 : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre E à  $23^\circ\text{C}$  (MECA, 2013).

La résine utilisée est de type polyester et ses caractéristiques mécaniques sont listées dans le Tableau III-9. La déformation ultime de la résine est de  $\epsilon_r = 2,3\%$ .

Température transition vitreuse	T <sub>g</sub>	90.00	°C
Densité	$\rho_m$	1.20E-09	T/mm <sup>3</sup>
Module d'élasticité	E <sub>m</sub>	2700.00	Mpa
Coefficient de poisson	$\nu_m$	0.37	
Module de cisaillement	G <sub>m</sub>	985.40	MPa
Résistance en traction	X <sub>m</sub>	62.79	MPa
Résistance en compression	X' <sub>m</sub>	106.74	MPa
Résistance en cisaillement	S <sub>m</sub>	36.25	MPa
Coefficient de dilatation thermique	$\alpha_m$	7.45E-05	m/m/°C

Tableau III-9 : Caractéristiques mécaniques de la résine polyester à 23°C (MECA, 2013).

De plus, les caractéristiques mécaniques de la couche unidirectionnelle polyester/verre E sont calculées dans le Tableau III-10, pour une température de 23°C et un taux massique de fibres de 60%, à partir des propriétés des constituants de base listées ci-dessus.

taux massique de fibre	M <sub>f</sub>	65.00%	
Taux volumique de fibre	V <sub>f</sub>	44.87%	
taux de vide	V <sub>v</sub>	4.00%	
épaisseur de la couche pour un grammage de 100g/m <sup>2</sup>	h <sub>100</sub>	0.09	mm
densité	$\rho$	1.753E-09	T/mm <sup>3</sup>
module d'élasticité suivant la direction 1	E <sub>1</sub>	34240	MPa
module d'élasticité suivant la direction 2	E <sub>2</sub>	8152	MPa
module d'élasticité suivant la direction 3	E <sub>3</sub>	8152	MPa
coefficient de poisson 12	$\nu_{12}$	0.303	-
coefficient de poisson 21	$\nu_{21}$	0.072	-
coefficient de poisson 13	$\nu_{13}$	0.303	-
coefficient de poisson 23	$\nu_{23}$	0.414	-
module de cisaillement 12	G <sub>12</sub>	2413	MPa
module de cisaillement 13	G <sub>13</sub>	2413	MPa
module de cisaillement 23	G <sub>23</sub>	2883	MPa
Résistance en traction suivant la direction 1	X	933.4	MPa
Résistance en compression suivant la direction 1	X'	597.2	MPa
Résistance en traction suivant la direction 2	Y	47.2	MPa
Résistance en compression suivant la direction 2	Y'	80.3	MPa
Résistance en cisaillement	S	27.2	MPa
Paramètre de résistance – critère de Tsai Wu	F12	2.64 <sup>-4</sup>	MPa <sup>-2</sup>

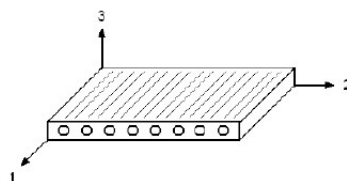


Tableau III-10 : Propriétés mécaniques d'une couche unidirectionnelle en fibres de verre (MECA, 2013).

L'empilement retenu pour la virole correspond à un empilement classique utilisé pour les réservoirs de stockage horizontaux. Il correspond à la répétition du motif de base suivant : 1 enroulement de fibres dans le sens axial pour 2 enroulements dans le sens circonférentiel, noté  $[0,90_2]_n$ . Les caractéristiques mécaniques de la couche  $[0,90_2]$ , déterminées par la théorie classique des stratifiés à partir des caractéristiques de la couche unidirectionnelle sont données dans le tableau suivant :



taux massique de fibre	$M_f$	60.00%	
Taux volumique de fibre	$V_f$	39.82%	
grammage	$M$	1290	$g/m^2$
densité	$\rho$	1.69E-09	$T/mm^3$
module d'élasticité suivant la direction axiale	$E_x$	15152	MPa
module d'élasticité suivant la direction circonférentielle	$E_\phi$	23048	MPa
module d'élasticité suivant la direction transverse	$E_z$	7198	MPa
coefficient de poisson $\nu_{x\phi}$	$\nu_{x\phi}$	0.097	-
module de cisaillement $\chi_\phi$	$G_{x\phi}$	2156	MPa
Résistance en traction suivant la direction axiale – premiers endommagements	$X_{FPF}$	107	MPa
Résistance en compression suivant la direction axiale – premiers endommagements	$X'_{FPF}$	182	MPa
Résistance en traction suivant la direction circonférentielle – premiers endommagements	$Y_{FPF}$	163	MPa
Résistance en compression suivant la direction circonférentielle – premiers endommagements	$Y'_{FPF}$	279	MPa
Résistance en cisaillement – premiers endommagements	$S_{FPF}$	29.3	MPa
Résistance en traction suivant la direction axiale – rupture finale	$X_{LPF}$	307	MPa
Résistance en compression suivant la direction axiale – rupture finale	$X'_{LPF}$	207	MPa
Résistance en traction suivant la direction circonférentielle – rupture finale	$Y_{LPF}$	585	MPa
Résistance en compression suivant la direction circonférentielle – rupture finale	$Y'_{LPF}$	392	MPa
Résistance en cisaillement – rupture finale	$S_{LPF}$	29.3	MPa

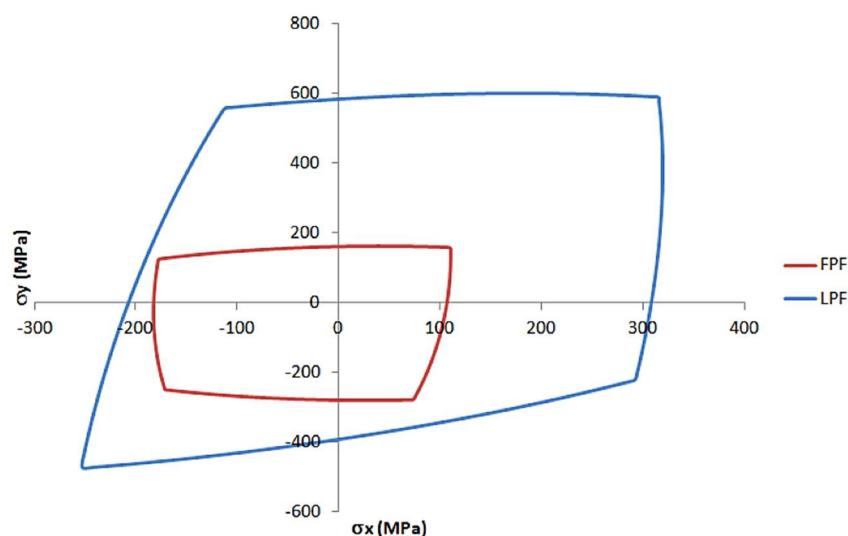
 Tableau III-11 : Caractéristiques mécaniques de la couche  $[0,90_2]$  (MECA, 2013).


Figure III-100 : Enveloppe de rupture (MECA, 2013).

D'après notre partenaire, l'âme constituante doit avoir une épaisseur de 25 mm pour former une épaisseur globale de la structure égale à 33 mm. Il faut rappeler que tous les spécimens ont été fabriqués sur un mandrin cylindrique, avec un rayon de courbure de 750 mm suivant les spécifications du cahier de charges. Pour commencer, nous avons utilisé différents types d'âme ayant une masse volumique variant entre 29 et 200  $kg/m^3$  et choisis principalement pour leur capacité de drapage et leur adaptabilité avec le procédé de fabrication. Dans le Tableau suivant, les différentes caractéristiques mécaniques de ces matériaux d'âme sont présentées en se basant sur leur fiche technique.

	Masse volumique [Kg/m <sup>3</sup> ]	Résistance à la Traction [MPa]	Module de Traction [MPa]	Résistance au Cisaillement [MPa]	Module de Cisaillement [MPa]	Déformation au Cisaillement (%)	Résistance à la Compression [MPa]	Module de Compression [MPa]
Mousse ARMAPET Quadrillée GR70	70	1,80	66	0,50	13	15 %	0,75	40
Mousse ARMAPET Standard GR70	70	1,80	66	0,50	13	15 %	0,75	40
Mousse ARMAPET Standard GR100	100	2,40	105	0,75	20	10 %	1,50	70
Mousse ARMAPET Standard GR150	150	3,40	190	1,40	40	7 %	2,60	105
Mousse ARMAPET Standard GR200	200	4,40	230	1,80	50	5 %	3,60	157
Âme PP en Nid d'abeille NIDApplast	65	0,40	12	0,40	9	20 %	1,20	40
Âme PU en mousse 3D SAERfoam	29	0,25	9	0,30	5	35 %	0,15	12

Tableau III-12 : Caractéristiques mécaniques des matériaux d'âme étudiés (Datasheets).

La rigidité en flexion est la principale raison qui justifie l'utilisation de structures sandwich. Cependant, la rigidité en flexion pure n'est souvent pas suffisante pour quantifier la performance d'une structure puisque cette sollicitation n'intervient pas toujours seule. Avant de présenter les différents résultats expérimentaux, il faut rappeler que quel que soit le mode de déformation recherché, la caractérisation expérimentale des modules de rigidité passe inévitablement par la mesure d'une pente de charge : force mesurée en fonction du déplacement. Les chapitres suivants vont détailler donc les essais mécaniques effectués dans le cadre de cette thèse en analysant les différents résultats et conclusions.

## Chapitre III. Caractérisation quasi-statique en flexion trois et quatre points

---

Le développement important des matériaux composites se heurte à des verrous technologiques et scientifiques provenant en partie du fait qu'il est très difficile d'anticiper la ruine finale de ces matériaux. Cette limitation est liée à la complexité et à la diversité des formes d'endommagement susceptibles d'apparaître et de se développer dans les structures composites. Pour cela, et en ce qui concerne notre étude, les matériaux sandwich sont testés en flexion trois et quatre points afin de déterminer la rigidité en flexion et en cisaillement et d'identifier autant que possible les modes d'endommagement. L'émission acoustique sera également utilisée pour apporter des éléments d'expertise supplémentaires. Les caractéristiques mécaniques des constituants sont ensuite déduites de ces valeurs expérimentales et comparées à celles obtenues analytiquement. Enfin, une analyse de la rupture des sandwich est réalisée afin d'identifier les différents modes de rupture possibles.

### III.1 Analyse des résultats

#### III.1.1 Procédure expérimentale

Pour caractériser les matériaux sandwich représentatifs de la structure cylindrique de la citerne, il a fallu fabriquer des éprouvettes courbes. Puis, avant la campagne d'essais et conformément aux normes standards [ (ASTM D7250, 2012), (ASTM D790, 2010), (ASTM C393, 2006)], chaque type de matériau sandwich a été découpé en 5 éprouvettes suivant les dimensions préconisées. Elles sont ensuite testées sur une machine universelle de type Zwick, équipée d'un capteur de force de 100 kN et d'un capteur linéaire intégré pour mesurer le déplacement de la traverse (Figure III-101).



Figure III-101 : Machine d'essais de type Zwick-Roell Z100.

Le dispositif d'essai permettant de réaliser des chargements du type flexion 3 et 4 points n'étant pas disponible au laboratoire il a été conçu spécialement pour cette étude en respectant les normes (Figure III-102). Pour plus d'informations sur le montage, les plans sont présentés au Chapitre 7 des Annexes.

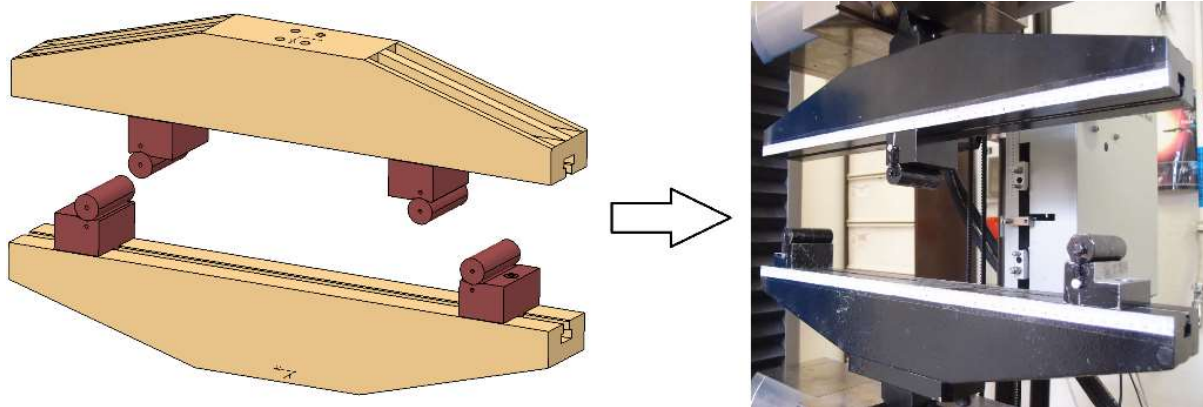


Figure III-102 : Conception du dispositif normalisé d'essais de flexion.

Après la définition des caractéristiques géométriques d'une poutre en composite sandwich dans la section IV.1.2.4 de la première partie de ce manuscrit, et conformément à la norme (ASTM D7250, 2012), la longueur " $L$ " des échantillons testés est fixée à 400 mm pour une largeur " $b$ " de 50 mm (Figure III-103). L'épaisseur relative de la structure est définie par  $h/d$ , où «  $d$  » est une dimension caractéristique de l'essai de flexion. Ce rapport de forme est une grandeur clé qui détermine le mode de déformation prédominant, que ce soit en rigidité ou en résistance. Une charge «  $P$  » est appliquée sur la structure à tester suivant deux configurations :

1. Soit la totalité de la charge est appliquée au centre de l'éprouvette pour une distance entre appuis fixée, cet essai représente ainsi la flexion trois points ;
2. Soit la totalité de la charge est divisée sur deux appuis distants d'une valeur fixée par la norme et donc l'essai sera un essai de flexion quatre points.

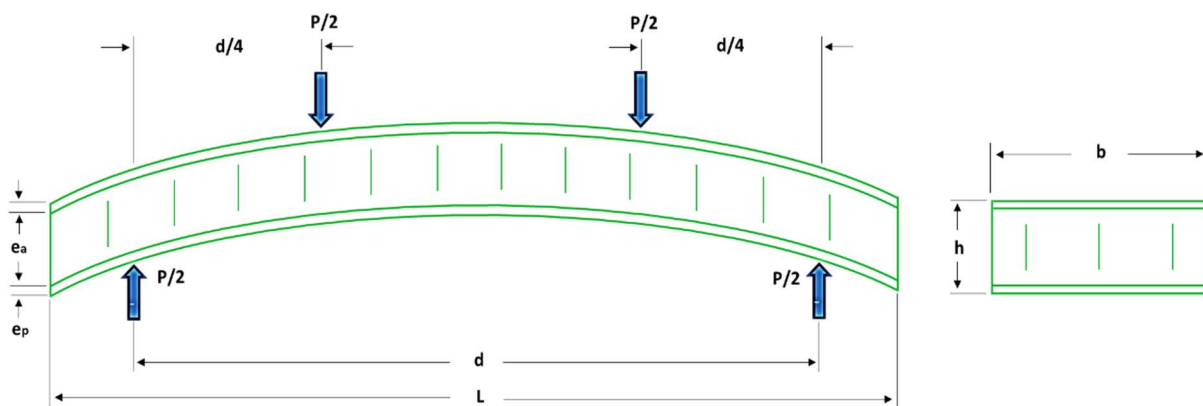


Figure III-103 : Schématisation du test de flexion d'une structure sandwich avec ses caractéristiques géométriques.

Concernant notre étude, la distance entre appuis est fixée à  $d = 300$  mm, comme montré à la Figure III-103, puisque cette configuration présente l'avantage de rendre l'apparition de certaines zones de flexion pure, idéales pour la caractérisation du mode d'endommagement prédominant. Il faut rappeler que la largeur des éprouvettes est conservée pour tous les essais. Chaque essai est contrôlé en déplacement de la traverse avec une vitesse de déplacement constante et normée de 5 mm/min. La force correspondante est enregistrée en utilisant une cellule de charge intégrée dans la machine d'essai. Les supports cylindriques en contact direct avec l'éprouvette ont un diamètre de 25 mm. Les capteurs d'émission acoustique (1) et (2) sont placés sur la face supérieure des spécimens lors des essais mécaniques (Figure III-104).

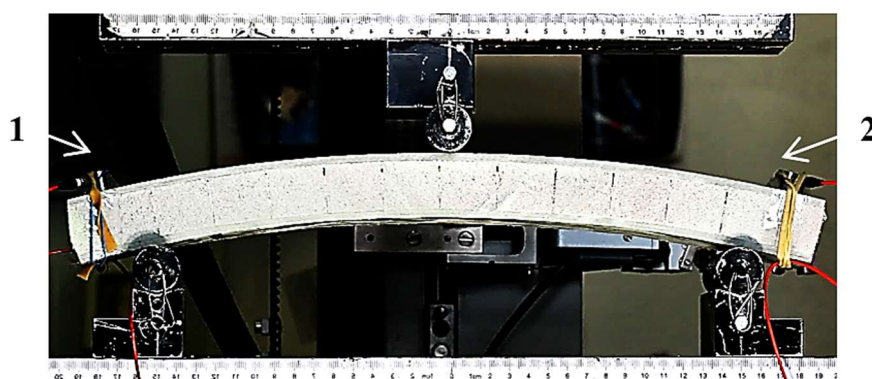


Figure III-104 : Essai de flexion sur un spécimen sandwich contrôlé par émission acoustique.

### III.1.2 Etude du comportement élastique

L'objectif principal pour lequel cette étude est menée réside premièrement dans la compréhension du comportement en flexion des matériaux composites courbés et d'autre part pour discriminer, en temps réel, les différents types d'endommagements et défaillances au sein du composite sandwich afin de comprendre les mécanismes qui ont conduit à la ruine de la structure (HADDAD, et al., 2017). Avant le démarrage de la campagne d'essais, le déplacement de la traverse mobile (capteur de déplacement intégré) de la machine a été vérifié en le comparant avec celui venant d'un capteur de type LVDT positionné directement sur le montage (Figure III-105).

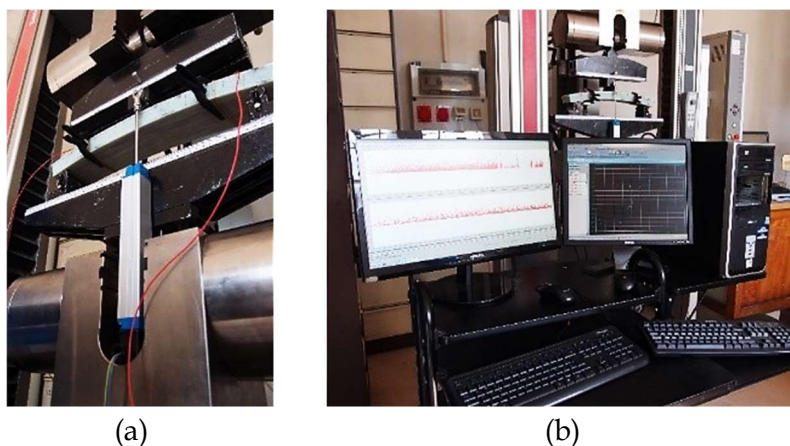


Figure III-105 : Matériel utilisé pour comparer les résultats de déplacement sur l'éprouvette.

La Figure III-106 montre qu'il existe une très bonne corrélation avec moins de  $\sim 2\%$  d'écart entre les pentes des deux courbes et par conséquent, le capteur suivant le déplacement de la traverse de la machine peut être utilisé dans les essais de flexion des composites sandwich ce qui facilitera le montage.

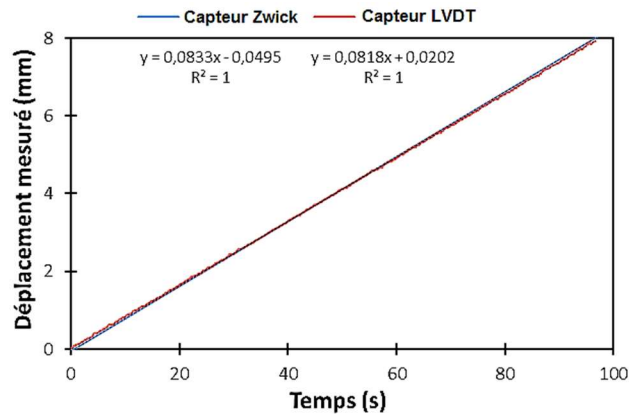


Figure III-106 : Comparaison entre les réponses des capteurs de déplacement.

Afin de comparer correctement les résultats des essais de flexion des matériaux sandwich étudiés, les différentes courbes ont été normalisées par rapport à leur charge maximale (Figure III-108-a-b) pour une flèche maximale  $W$  (mm) de 30 mm. Ainsi, on analyse l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation en flexion pour les différents types de structures sandwich présentées au début du deuxième chapitre. Les échantillons ont été soumis à ce type de test pour étudier aussi l'évolution de leur rigidité en fonction de l'âme sandwich constituante de chaque structure, selon les préconisations des normes (ASTM D7250, 2012) et (AFNOR NF EN ISO 14125, 1998).

Un récapitulatif des différents résultats expérimentaux qui concernent tous les types de spécimens testés est présentée dans le Tableau III-13. Le comportement typique des matériaux ayant différentes âmes constituantes était assez similaire que ce soit pour la configuration d'essai à trois points ou à quatre points. Pour expliquer ce comportement, chaque courbe contrainte-déformation de la Figure III-108-a-b se divise en trois zones principales :

1. La première région correspond au comportement linéaire réversible et à l'amorçage de microfissures à l'intérieur de l'âme constituante. De plus, la partie initiale de cette zone permet de mesurer la rigidité élastique en flexion 3 ou 4 points ;
2. La deuxième zone présente le comportement en compression combiné avec le début du cisaillement du cœur de la structure qui est l'âme en sandwich. Ceci est dû au flambement aléatoire des deux peaux qui conduit la structure à un comportement non-linéaire illustré sur la courbe de contrainte - déformation et qui dépend principalement des caractéristiques de l'âme ;
3. La troisième zone de la courbe concerne la défaillance finale de l'échantillon. Les types de structure ayant des âmes en PU et PP avec une densité relativement faible atteignent la rupture après celles qui ont des densités plus élevées (notamment le type standard de

mousses PET). Par contre, les sandwich ayant des mousses en PET quadrillées s'endommagent plus tôt par rapport aux autres échantillons. Une hypothèse consiste à considérer que la résine s'insère pendant le procédé dans les rainures comme le montre la Figure III-107. Ceci augmente la rigidité initiale de la structure puisque la résine forme des liaisons entre les deux peaux supérieure et inférieure, ce qui confirme que ce paramètre ne doit pas être négligé pendant le processus d'enroulement de filament.

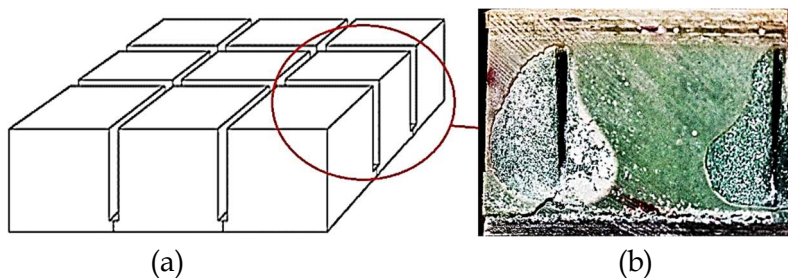


Figure III-107 : Âme en mousse PET quadrillée pour des structures courbes (a) ayant un taux de résine dans ses rainures (b).

- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Quadrillée (+ de résine) h = 33 mm —
- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Quadrillée (- de résine) h = 33 mm - - -
- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm —
- Sandwich avec mousse PET 100 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm —
- Sandwich avec mousse PET 150 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm —
- Sandwich avec mousse PET 200 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm —
- Sandwich avec âme en Nida PP 65 Kg/m<sup>3</sup> h = 33 mm —
- Sandwich avec mousse PU 29 Kg/m<sup>3</sup> avec ponts en verre 3D h = 33 mm —
- Peau en composite stratifié h = 8 mm - - -
- Peau en composite stratifié h = 22 mm —

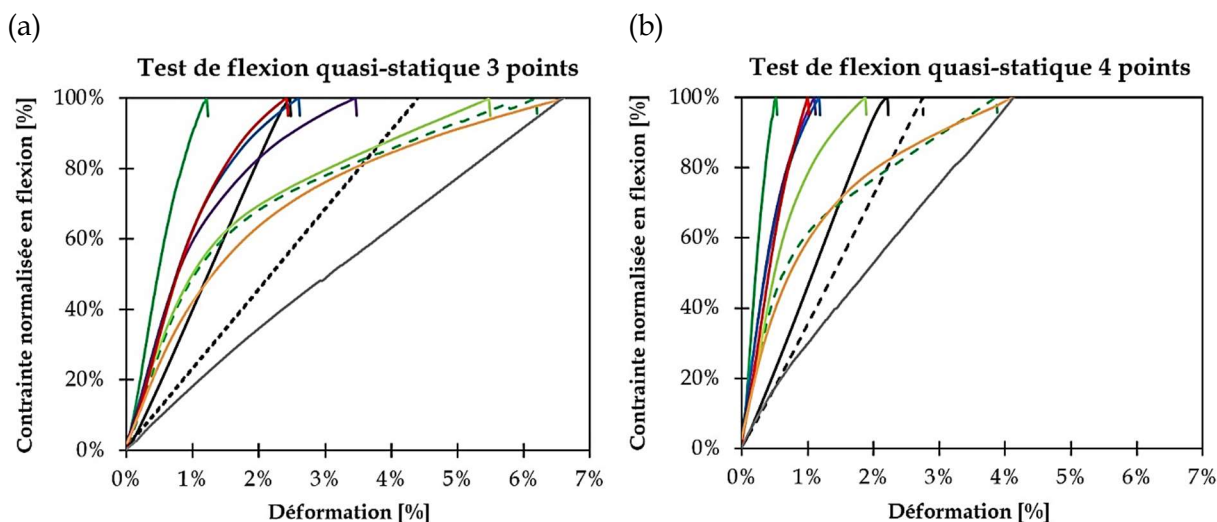


Figure III-108 : Résultats des essais de flexion quasi-statique en 3 (a) et 4 points (b) : courbes normalisées contrainte-déformation pour les différents matériaux testés.

Le Tableau III-13 montre quelques caractéristiques mécaniques de tous les échantillons étudiés par des essais de flexion à 3 et 4 points (charge maximale de déformation correspondant à la fin de linéarité, déplacement correspondant et raideur élastique qui constitue la pente de la partie linéaire de la courbe force-déplacement). Comparativement, les structures testées avec des mousses en PET quadrillées, avec une faible présence de résine dans les rainures, montrent une rigidité inférieure de 29% en flexion 3 points, ainsi que 50% de moins en flexion 4 points. Autre remarque, l'amorçage de l'endommagement commence dans les rainures où il y a une forte concentration de résine.


	(1+)	(1-)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
Echantillon sandwich avec	Âme Quad PET [70] (+res)	Âme Quad PET [70] (-res)	Âme Standard PET [70]	Âme Standard PET [100]	Âme Standard PET [150]	Âme Standard PET [200]	Âme PP en Nida [65]	Âme PU en 3D [29]
Type de flexion	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt	3-pt 4-pt
Charge max de déformation (kN)	1,8 3,0	2,5 2,3	3,3 2,2	3,9 3,2	5,7 6,1	7,8 7,6	2,1 2,6	1,2 1,0
Déplacement correspondant (mm)	5,5 3,0	28,0 22,4	24,8 6,8	15,7 6,4	11,8 10,9	11,0 5,8	29,8 23,2	23,5 19,0
Raideur élastique (N/mm)	432 945	303 464	388 481	576 765	858 1045	1156 1597	215 349	62 72

Tableau III-13 : Caractéristiques mécaniques obtenues en flexion quasi-statique.

Dans le but d'enrichir l'étude, un modèle numérique a été construit sur le logiciel de simulation 3D « Abaqus » en se basant essentiellement sur les caractéristiques de l'essai expérimental en flexion quasi-statique (Figure III-109). Ensuite, une étude comparative est réalisée entre les résultats expérimentaux et numériques en tenant compte des différents paramètres importants qui sont la géométrie du matériau et les caractéristiques mécaniques associées, fournies par les fiches techniques des différents constituants. Des configurations simulées numériquement, associées en fonction du type de test (configuration à 3 ou à 4 points) et de la nature du matériau étudié, permettront de confirmer la localisation de certains modes d'endommagement. Les conditions de chargement dans le modèle numérique sont appliquées linéairement en considérant, par ailleurs comme hypothèse, un contact linéique entre les supports du dispositif d'essai et la structure à tester. Pour des raisons de simplification du modèle, la structure est assimilée à un corps rigide ayant deux principales parties : l'âme en couleur verte et les deux peaux minces en couleur jaune (Figure III-109). Lorsque les supports cylindriques simulent les conditions réelles de chargement, sans considérer le type de contact, les champs de contraintes et de déformations proches de la zone d'application ne sont pas affectés dans le cas d'un chargement statique appliqué à la structure sandwich (KALOGERAS, 2006).



De plus, le contact devrait être géré entre les supports cylindriques et chaque surface des peaux, et ce problème n'est pas pris en compte dans cette étude. En effet, et afin de simplifier davantage le modèle, le contact physique entre les rouleaux et le sandwich est remplacé par un déplacement qui est appliqué aux lignes simulant la zone de contact.

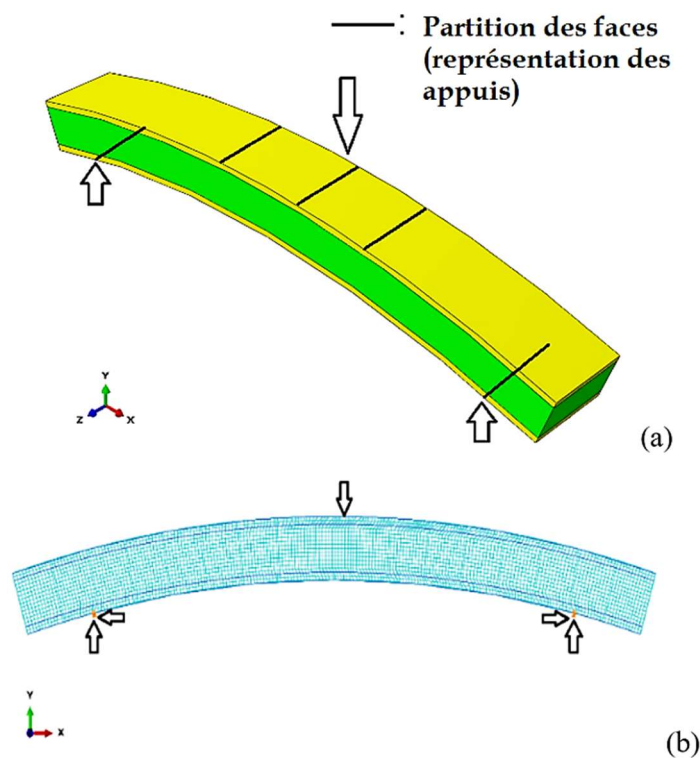


Figure III-109 : Modèle géométrique 3D avec ses conditions aux limites (a) et la densité du maillage utilisées dans la modélisation de l'essai en flexion.

D'autre part, la taille du maillage a été vérifiée par une étude de convergence. En effet, la variation de ce paramètre peut avoir un effet significatif sur les résultats numériques. Cependant, grâce à l'utilisation d'un déplacement linéaire comme condition aux limites dans le modèle et à la simplicité de la géométrie globale, le temps de calcul est assez rapide.

Maintenant, la contrainte élastique maximale en flexion est calculée pour chaque type de structure sandwich (de 1 à 7) et elle est donnée expérimentalement par la valeur maximale qui correspond à celle associée à la fin de la partie linéaire élastique de chaque courbe. Ainsi, les valeurs expérimentales correspondant à la limite élastique détectée sont introduites dans le modèle numérique présenté ci-dessus et la valeur de la contrainte correspondante est déduite en tenant compte des caractéristiques géométriques réelles des éprouvettes ainsi que leur courbure. Parallèlement, une autre configuration numérique est réalisée sous forme d'une structure plane afin de pouvoir comparer les résultats des deux géométries et déduire par la suite s'il y aura un effet de la courbure sur le comportement mécanique des sandwich étudiés et mettre en évidence l'originalité de l'étude réalisée dans ce premier chapitre de cette partie de thèse. Le module en flexion est déduit aussi numériquement pour chaque type de structures sandwich (Figure III-111).

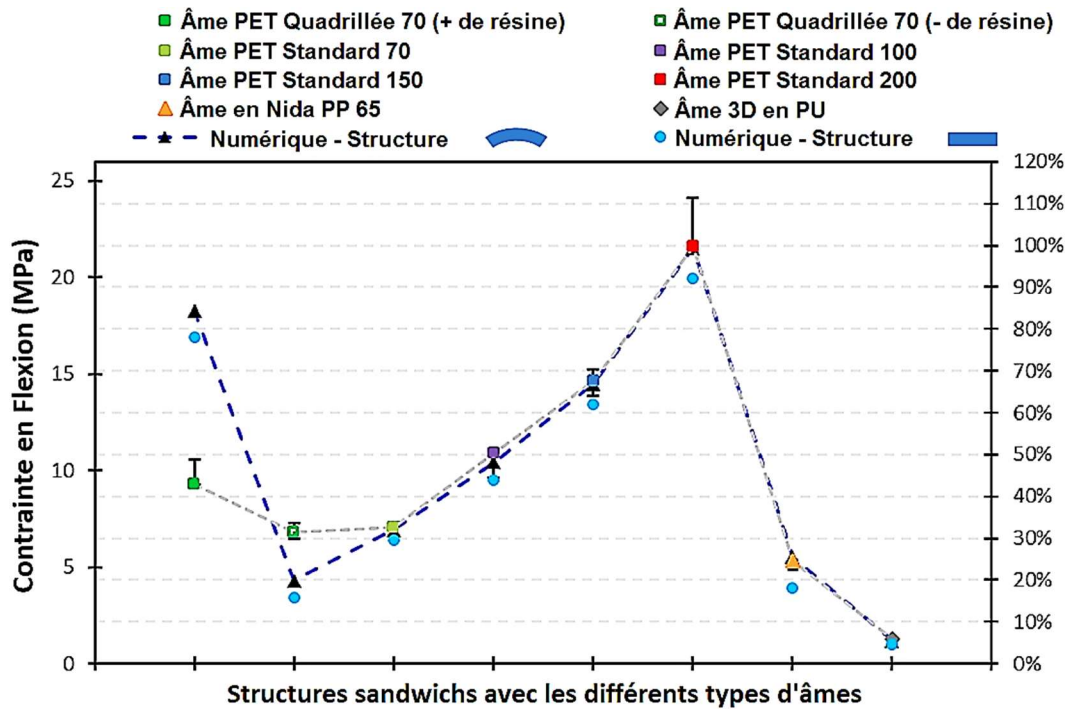


Figure III-110 : Contrainte élastique maximale en flexion calculée pour chaque type de structure sandwich.

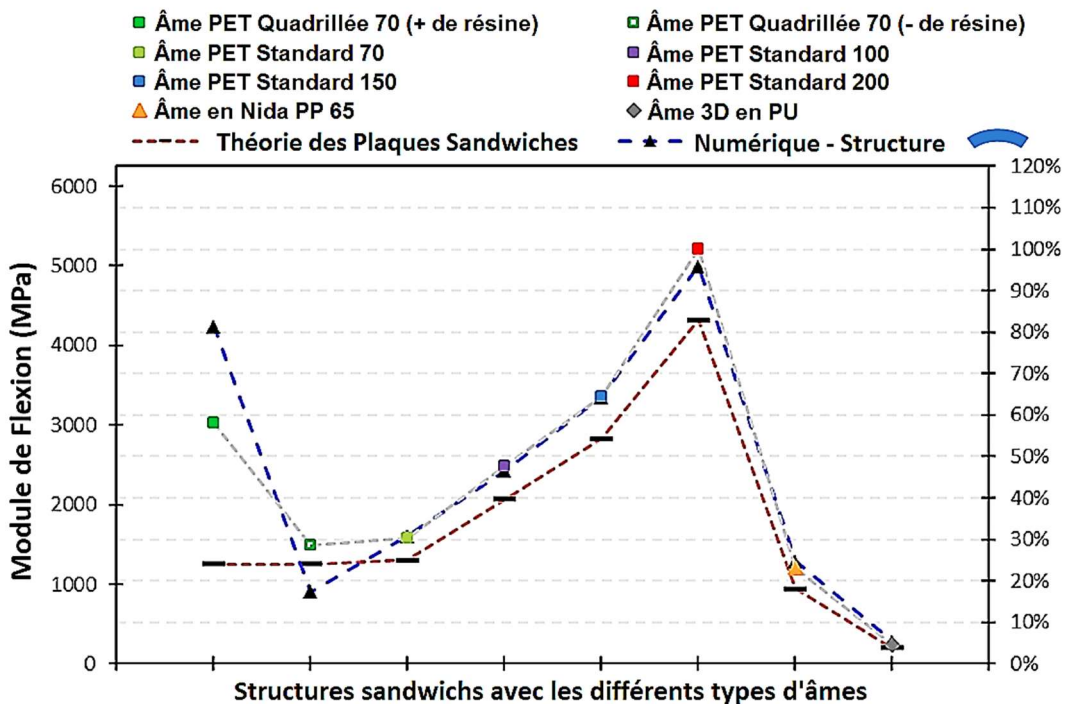


Figure III-111 : Module de flexion calculé pour chaque type de structure sandwich.

Sur les deux précédentes Figures, une comparaison en termes de pourcentage relatif est incorporée dans les courbes pour donner des résultats quantifiables. Pour tous les types de matériaux, à l'exception des structures à mousse quadrillée PET 70 kg/m<sup>3</sup>, il existe une bonne corrélation (~ 3% de différence en moyenne) entre les résultats expérimentaux et

numériques par rapport à la contrainte maximale correspondant à la charge élastique maximale (Figure III-110) et le module de flexion (Figure III-111) pour chaque échantillon. Dans cet esprit et en modélisant numériquement la structure courbe, il s'est avéré qu'il y a une légère différence de 1,5% en moyenne entre les valeurs numériques et expérimentales. Par contre cette différence devient relativement significative entre le modèle numérique courbé et celui en forme plate, quantifiée à 8% en moyenne. En fait, cette différence de rigidité initiale peut être réduite en utilisant des poutres plus longues pour pallier cet effet de courbure, permettant d'augmenter ainsi la distance entre appuis de plus que 20 fois l'épaisseur de l'échantillon. Par conséquent, on déduit que les échantillons incurvés possèdent certaines caractéristiques mécaniques structurelles relativement améliorées en considérant le rôle particulièrement important des contraintes résiduelles induites pendant le procédé de fabrication et qui sont traitées de manière plus détaillée dans le cadre d'une thèse en parallèle dans ce projet.

Autre remarque, la différence observée concernant la contrainte élastique et le module élastique en flexion pour le type de structure ayant comme âme constituante une mousse quadrillée en PET est expliquée par le fait que dans les modèles numériques choisis, le taux de résine introduit dans les rainures est de 100% pour le cas ayant comme notation (+ de résine) et 0% pour le cas ayant comme notation (- de résine). En réalité le niveau de résine qui s'ajoute dans les rainures après enroulement filamentaire varie d'un bloc de mousse à un autre au sein d'une même structure enroulée sous les mêmes conditions. Comme montré sur la Figure III-112, ce taux dépend donc principalement du procédé de fabrication des âmes quadrillées et de la façon dont les fibres contenant déjà la résine sont déposées sur la mousse. Une étude qui traite de l'influence de cette présence de résine sur le comportement des éprouvettes sera présentée dans les prochains chapitres de ce manuscrit.

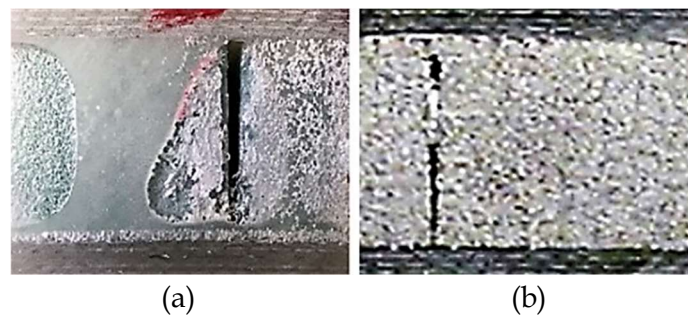


Figure III-112 : Vue d'ensemble d'échantillons sandwich avec mousse en PET quadrillée : (a) avec un quadrillage plus ouvert (plus de résine) et (b) avec un quadrillage plus fermé (moins de résine).

Selon la norme (AFNOR NF EN ISO 14125, 1998) qui concerne en général les structures composites planes, il est possible de déterminer le module élastique en flexion  $E_f$  exprimé en [MPa], en utilisant l'équation (3.49) :

$$E_f = \frac{0,21 d^3}{bh^3} \left( \frac{\Delta \text{ force}}{\Delta \text{ déplacement}} \right) \quad (3.49)$$

La théorie des plaques composites planes semble sous-estimer le module en flexion des structures sandwich courbées avec une différence moyenne de 12% par rapport aux résultats expérimentaux illustrés dans la Figure III-111. En effet, ce module augmente avec la densité relative des âmes constituantes puisque la rigidité globale de la structure augmente également en fonction de cette caractéristique de matériau. Les comparaisons concernant les valeurs de rigidité obtenues pour chaque type de matériau sandwich ainsi que les estimations analytiques et les prédictions numériques des essais de flexion sont données dans les Figure III-113 et Figure III-114. A partir des résultats présentés dans ces graphiques, on remarque que la structure avec une mousse quadrillée de type PET avec une densité de 70 Kg/m<sup>3</sup> (qui incluent notamment un certain taux de résine relativement important dans les vides) présente une rigidité en flexion élevée par rapport à celle avec le même type d'âme mais en standard ayant la même densité de 70 Kg/m<sup>3</sup>, ce qui confirme les constatations précédentes. Donc la variabilité de présence de la résine ne doit pas être négligée sachant que ce paramètre peut présenter quelques inconvénients telle que l'addition de sa masse à celle de la structure globale. D'autre part, pour les sandwich avec des mousses en PET standard thermo-formables sans quadrillages, on remarque que la rigidité globale augmente avec la densité de l'âme constituante. En effet pour ce type de structures, la différence en termes de rigidité en flexion est de 70% entre celles ayant des mousses de 70 kg/m<sup>3</sup> et 200 kg/m<sup>3</sup>. Aussi concernant la rigidité transversale en cisaillement, il y a près de 65% de différence significative entre les structures à âmes PET standards. On confirme donc l'importance de la densité de la mousse constitutive sur le comportement mécanique en flexion d'une structure en sandwich pour une même épaisseur donnée.

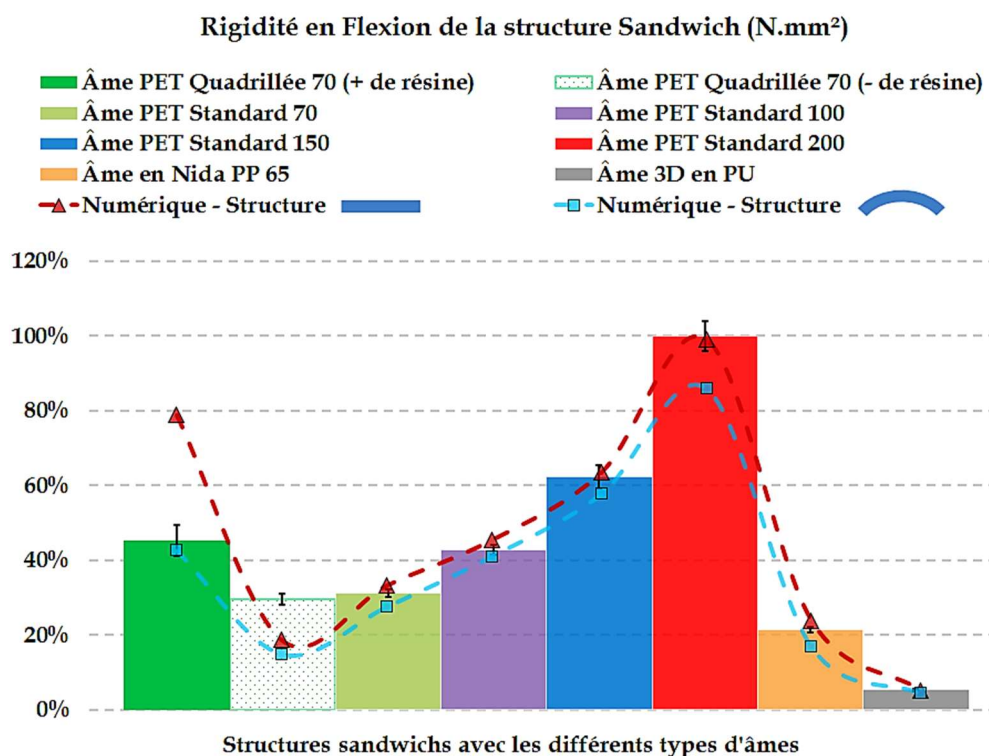


Figure III-113 : Rigidité en flexion normalisée des structures avec différentes densités.

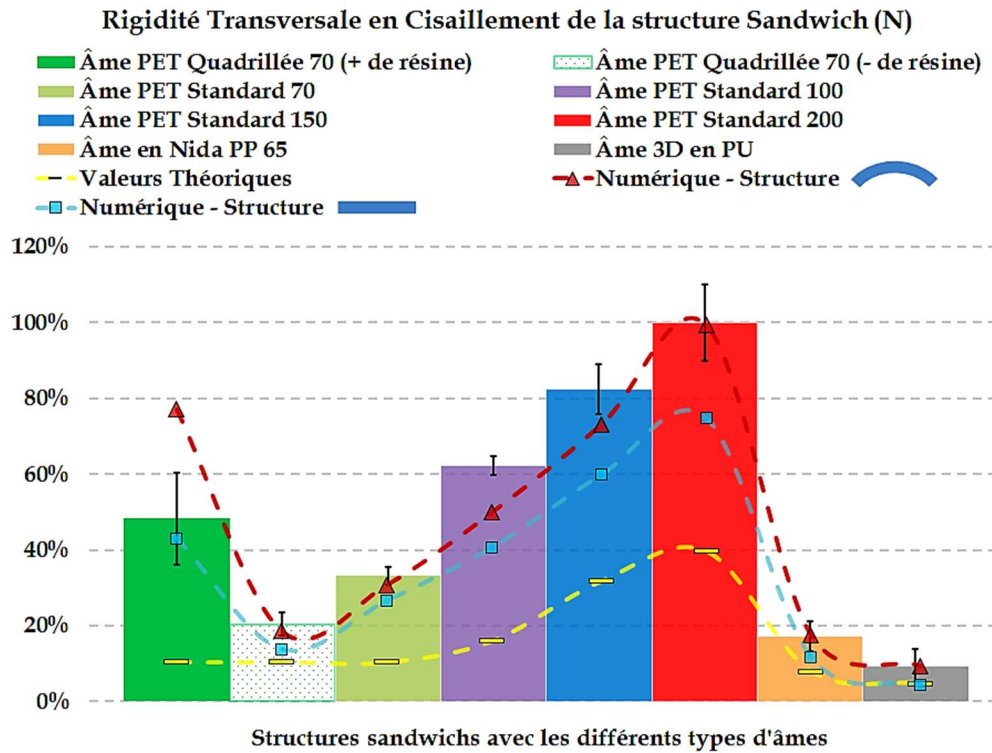


Figure III-114 : Rigidité transversale en cisaillement normalisée des structures avec différentes densités.

Il convient de noter que les équations analytiques utilisées précédemment ont été établies dans l'hypothèse des plaques planes, ce qui n'est pas le cas pour nos structures. Ceci confirme que la courbure joue également un rôle important dans le comportement des échantillons. Cela est illustré par les écarts observés dans la plupart des réponses mécaniques des structures étudiées, comme cela a été montré sur les deux graphes précédents : c'est l'effet de forme de la structure. Ce phénomène était au moins qualitativement prévisible. Les différentes rigidités déduites de ces résultats sont très semblables à celles correspondant à la modélisation numérique de chaque structure courbe étudiée, avec une erreur évaluée entre 1% et 8%. Ces différences peuvent être expliquées par :

- i) les variations locales de la densité dans chaque type d'âme sandwich, ainsi que le raidissement de la mousse suite à l'absorption de la résine lors de la fabrication des sandwich par enroulement filamentaire ;
- ii) les paramètres des conditions aux limites concernant le modèle numérique ;
- iii) les propriétés mécaniques des différents composants qui peuvent varier légèrement d'un échantillon à l'autre en fonction du taux de fibres après l'enroulement, etc.

Pour les structures sandwich avec des mousses en PU et en Nida PP, il existe une différence relativement importante par rapport aux sandwich en PET, en particulier ceux avec une âme de 200 Kg/m<sup>3</sup>, en raison de leur faible résistance à la compression. En outre, il faut remarquer que ces types d'âmes ont un avantage majeur qui est leur drapabilité ce qui permet d'épouser la forme courbée avec plus de flexibilité.

En conclusion, la charge à rupture en flexion de la structure sandwich dépend principalement de la géométrie de l'éprouvette et des propriétés mécaniques des constituants. Parmi les propriétés les plus importantes d'une âme sandwich qui constitue un véritable critère de choix, on peut citer sa résistance au cisaillement et son module en flexion. En particulier, lorsque des peaux minces sont utilisées dans une structure, l'âme doit être capable de supporter la charge de compression sans défaillance prématurée afin d'éviter des endommagements de type flambage des peaux après l'amorçage de leur « wrinkling ».

### III.1.3 Etude des mécanismes d'endommagement

Les analyses théoriques et les simulations numériques du comportement en flexion des échantillons et leur comparaison avec les résultats expérimentaux présentés précédemment sont discutés dans la section suivante.

Les courbes normalisées en contrainte-déformation, présentées précédemment dans la Figure III-108-a-b, montrent tout d'abord un comportement quasi-linéaire jusqu'à des charges significativement élevées (à titre d'exemple une charge de  $\sim 8$  kN pour la structure ARMA200), puis un comportement non linéaire jusqu'à une charge maximale de rupture due à des endommagements structuraux qui apparaissent en fonction du déplacement imposé. Cela concerne pour beaucoup l'intégrité de l'âme et la liaison peaux-âme. La contrainte maximale que peut supporter la poutre est significativement plus faible pour les essais en flexion quatre points ayant une distance de 100 mm entre les appuis supérieurs de chargement. La raison en est que, pour ce type d'essai, la rigidité des matériaux sandwich est affectée par la forte diminution de l'effort transversal en cisaillement. Ainsi, pour chaque matériau étudié la limite du comportement élastique est atteinte essentiellement lorsque l'âme atteint sa limite élastique en cisaillement. Nous avons observé des cas de rupture par cisaillement de l'âme relativement dans une même zone de l'éprouvette ou/et des cas de délamination de l'interface âme/peau. La variabilité de la densité de l'âme en ce qui concerne surtout les structures en PET standard conduit à la modification de la limite élastique et de la rigidité globale des matériaux testés. En effet pour ce type d'âme, le module de cisaillement est fonction de l'orientation par rapport au grand axe de l'échantillon. L'endommagement final est observé sur la peau en contact avec les appuis comme le montre la Figure III-115. C'est principalement sa résistance à la compression qui est le facteur le plus important après la rupture de l'âme. Les facteurs géométriques spécifiques, qui affectent la rigidité des peaux du sandwich et par conséquent la rigidité en flexion de la structure, incluent l'épaisseur des peaux, la qualité de leurs surfaces extérieures et la géométrie des blocs constituant l'âme.

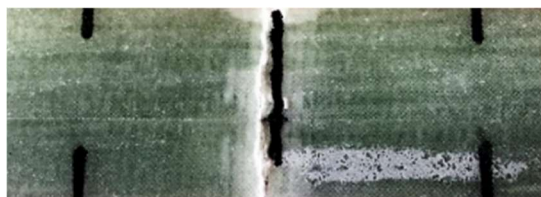


Figure III-115 : Flexion 3 points : écrasement localisé sur la peau supérieure après l'essai.

En se basant sur les simulations numériques, les principaux mécanismes d'amorçage de l'endommagement dans les échantillons testés en flexion 3 et 4 points sont présentés dans la Figure III-116. Ils sont étudiés numériquement en se référant aux différents résultats expérimentaux.

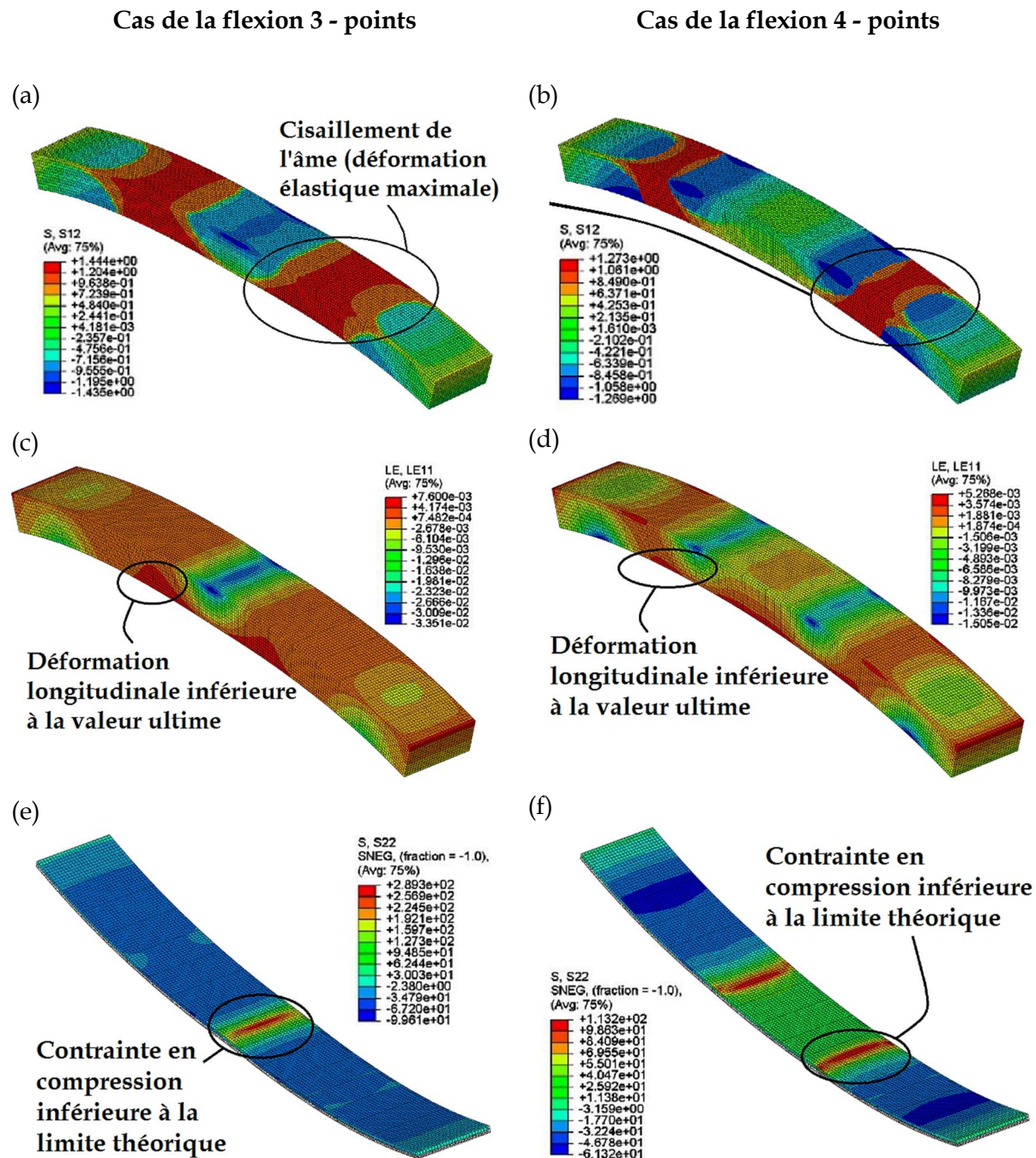


Figure III-116 : Principaux mécanismes d'amorçage de l'endommagement dans les sandwich en se basant sur la simulation numérique des essais en flexion : (a-b) contrainte de cisaillement dans le plan (S12), (c-d) déformation longitudinale (L11) et (e-f) contrainte de compression (S22).

Ces analyses par éléments finis, qui concernent uniquement le comportement élastique linéaire avant rupture finale, montrent une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux concernant le comportement élastique des structures. En utilisant la valeur du déplacement maximale comme paramètre d'entrée dans le modèle, qui correspond bien à la limite de contrainte maximale critique obtenue expérimentalement (c'est le point à partir duquel les premiers endommagements d'un des constituants commencent), l'analyse par EF permet de prédire les contraintes élastiques maximales pour toutes les structures étudiées avec la localisation correspondante dans chaque spécimen. En effet, la rupture par cisaillement des différentes âmes constituantes dans une même région subissant cette sollicitation s'est produite à différentes charges (Tableau III-14) en fonction des propriétés mécaniques de chaque âme étudiée (Figure III-116-a-b), associée à un délaminage de l'interface peau/âme où la limite d'endommagement par traction est atteinte. Il est démontré dans le Tableau III-15 que l'âme se rompt avant la peau, ce que les essais expérimentaux confirment. De plus, la contrainte de compression (S22) de la peau a été observée numériquement jusqu'à l'atteinte de la limite élastique maximale, et il a été remarqué qu'elle n'atteint pas la valeur critique au niveau de la peau supérieure, ce qui signifie que ce matériau peut subir encore une charge de compression alors que l'âme est déjà endommagée (Figure III-116-e-f). De plus, la déformation longitudinale (LE11) concernant le matériau d'âme présente une valeur inférieure à la déformation ultime en traction donnée par les fiches techniques. Cela confirme que la rupture par traction de l'âme n'a pas eu lieu (Figure III-116-c-d). Néanmoins, il faut noter qu'il existe une certaine variabilité concernant la rupture des échantillons sandwich et que la moyenne arithmétique de chaque résultat a été utilisée comme référence.

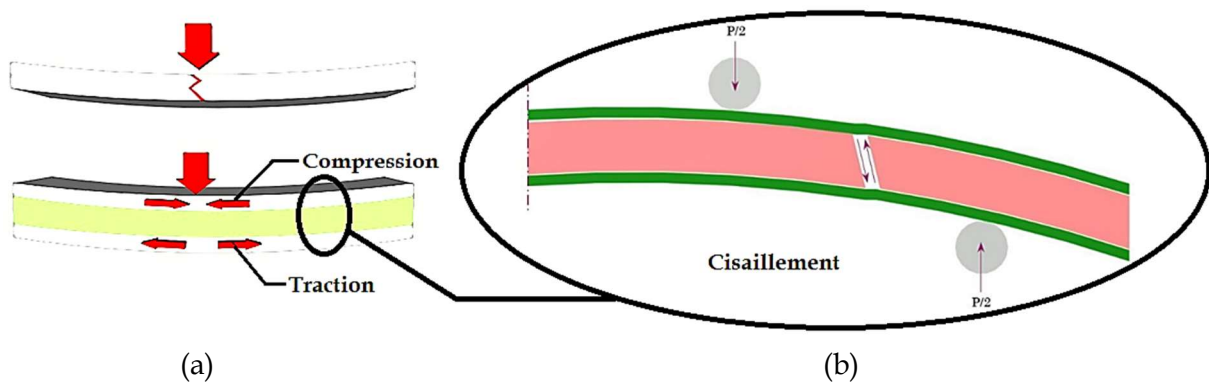


Figure III-117 : Endommagements les plus observés en flexion quasi-statique : (a) Déformations en traction/compression des peaux et (b) Rupture par cisaillement de l'âme.

Pour résumer, l'endommagement principal qui est observé expérimentalement s'explique par la variabilité locale des densités des âmes étudiées et par la configuration utilisée en flexion (soit en trois ou quatre points). En effet, et pour la plupart des cas, la structure est sollicitée à la fois en traction/compression des peaux supérieure et inférieure comme décrit sur la Figure III-117-a et en cisaillement de l'âme qui provoque une rupture plus ou moins localisée au sein de la structure (Figure III-117-b). Dans certains cas, il y a eu une rupture de



l'interface âme/peau qui montre que cet élément doit être optimisé pendant le processus d'enroulement filamentaire, en augmentant le temps de polymérisation et la tension appliquée sur les fibres pendant la fabrication.

Les équations de prédiction théorique, décrites précédemment dans la première partie de ce manuscrit (section III.2.2), sont utilisées pour déterminer la charge théorique maximale qui correspond à l'endommagement initial dans les structures testées. Le mode d'endommagement dominant, prédit par cette étude analytique, s'avère être le cisaillement de l'âme (Figure III-117-b).

Les charges maximales estimées due aux défaillances en cisaillement de l'âme et en compression de la peau supérieure sont également calculées. Le Tableau III-14 montre les charges maximales élastiques déterminées théoriquement et expérimentalement concernant tous les échantillons sandwich. La charge théorique de l'amorçage de l'endommagement en cisaillement, prédite à l'aide des équations (1.35) et (1.36), est inférieure de 4 à 12% de celle déterminée par des essais expérimentaux. Ces résultats montrent en conséquence que les structures courbes peuvent mieux résister aux contraintes de flexion dues à leur géométrie spécifique et que la charge élastique maximale en cisaillement ne peut pas être prédite en utilisant l'analyse théorique, généralement utilisée pour des structures planes. La différence entre la charge prédite et la charge réelle pourrait être due également à l'effet combiné des contraintes résiduelles sur les échantillons sandwich donnant ainsi des valeurs légèrement supérieures, et également à la non-linéarité des différents matériaux constitutifs. En général, il est démontré que cette charge maximale élastique peut être raisonnablement prédite en utilisant les propriétés mécaniques de chaque constituant du sandwich, établies à partir d'essais élémentaires. De même, les résultats des tests indiquent que le mode de défaillance des matériaux sandwich dépend largement de la résistance en cisaillement de l'âme et de la résistance en compression des peaux en composite stratifié.

Type de sandwich avec :	Charge maximale élastique (kN) (Expérimentalement)	Charge maximale élastique (kN) (Théoriquement)		
		Cisaillement de l'âme <sup>a</sup>	Cisaillement de l'âme <sup>b</sup>	Compression de la peau <sup>c</sup>
Mousse PET Quadrillée 70 (+ Rés)	2,605	2,500	2,495	4,354
Mousse PET Quadrillée 70 (- Rés)	2,458	2,349	2,345	3,971
Mousse Standard PET 70	2,590	2,385	2,381	3,754
Mousse Standard PET 100	3,317	2,984	2,976	4,611
Mousse Standard PET 150	6,128	5,608	5,574	8,403
Mousse Standard PET 200	7,801	7,390	7,335	10,432
Âme en Nid d'abeille PP 65	2,333	2,093	2,090	3,491
Mousse 3D en PU 29	1,424	1,330	1,328	1,359

<sup>a</sup> calculé avec l'équation (1.35) ; <sup>b</sup> calculé avec l'équation (1.36) ; <sup>c</sup> calculé avec l'équation (1.31).

Tableau III-14 : Charges maximales élastiques des structures sandwich en flexion.

En se basant sur le comportement élastique linéaire des matériaux, déterminé à partir des tests expérimentaux, le modèle numérique établi a fourni des résultats en bonne corrélation avec les expériences. Au contraire, le résultat analytique a sous-estimé la charge correspondante à l'amorçage de la rupture avec une bonne concordance seulement dans la partie initiale de la courbe. A force que la charge appliquée augmente, une forte divergence est constatée entre la réponse expérimentale et la réponse théorique. Ce constat est attribué à l'hypothèse d'un comportement élastique linéaire des matériaux constitutifs qui n'est pas en accord avec la réponse réelle globale de la structure sandwich multicouches. Suite à ces constatations, une autre approche analytique mettant en évidence la courbure et les contraintes internes dans les structures enroulées doit être développée en se basant sur les résultats expérimentaux afin de maîtriser au mieux ce décalage entre les investigations menées dans la présente étude, et réduire ainsi les écarts entre expérience et prédiction.

Type de sandwich avec :	Résistance au cisaillement de l'âme (MPa)			Déformation longitudinale de l'âme (%)		Résistance à la compression de la peau (MPa)	
	Fiches Techniques	Résultat Expérimental *	Résultat Numérique	Fiches Techniques	Résultat Numérique	Théorie des plaques	Résultat Numérique
Mousse PET Quadrillée 70 (+ Rés)	0,50	0,76	0,95	15%	0,4%	376	90
Mousse PET Quadrillée 70 (- Rés)	0,50	0,71	0,61	15%	0,9%	376	312
Mousse Standard PET 70	0,50	0,72	0,64	15%	1,2%	376	327
Mousse Standard PET 100	0,75	0,90	0,80	10%	0,9%	376	288
Mousse Standard PET 150	1,40	1,70	1,66	7%	0,7%	376	352
Mousse Standard PET 200	1,80	2,24	2,17	5%	0,6%	376	353
Âme en Nid d'abeille PP 65	0,40	0,63	0,60	20%	1,1%	376	221
Mousse 3D en PU 29	0,30	0,40	0,37	35%	1,5%	376	195

\* Calculé avec l'équation (1.34).

Tableau III-15 : Caractéristiques expérimentales et numériques des différents constituants des sandwich en flexion.

Pour une meilleure explication, l'endommagement des structures en mousse PET est divisé en trois événements distincts qui sont générés de façon successive avant la rupture finale des peaux et donc de la structure globale.

Comme illustré sur la Figure III-119, le premier événement d'endommagement (a) consiste en un amorçage et par la suite une propagation de la fissure juste sous la peau supérieure qui subit un chargement de compression. Cette zone représente ainsi l'interface entre la peau et l'âme en mousse. Cependant, suite à quelques investigations il a été montré que cette fissure (qui entraîne un délaminage en même temps) ne se localise jamais exactement au niveau de cette interface âme/peau mais à environ 1 à 1,5 mm en dessous de l'interface. Après une étude macroscopique de quelques échantillons, il s'est avéré que lors de l'enroulement filamentaire, la résine a pénétré dans les petites cavités en profondeur du matériau et est venue imprégner la face supérieure de l'âme en mousse (Figure III-118). Cela a fait que la fissure s'amorce toujours sous l'interface créée réellement entre les cellules imprégnées de résine et les cellules sèches du reste du matériau. Elle se propage ensuite parallèlement à l'axe longitudinal de la poutre depuis le point d'amorçage. Ce premier événement (a) représente environ 55% du temps d'essai total.

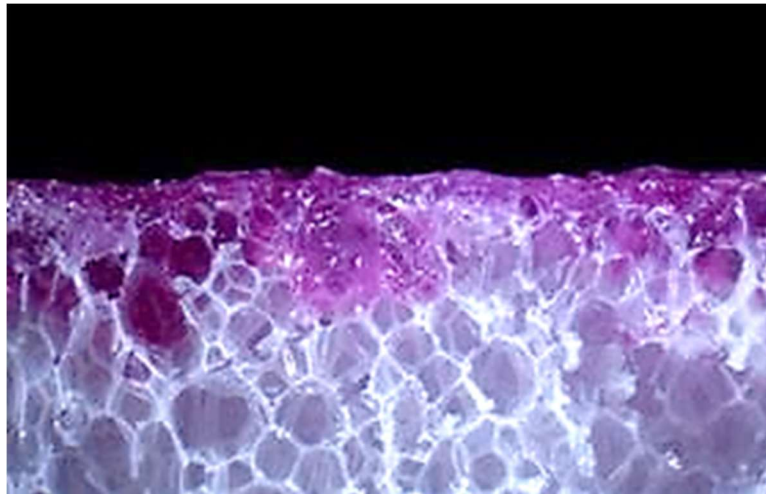


Figure III-118 : Illustration de l'absorption de résine dans une âme de mousse en PET.

Le deuxième événement d'endommagement (b), illustré dans la Figure III-119, représente l'amorçage du cisaillement de l'âme. La fissure qui s'est propagée suite au premier événement dévie après une distance de propagation qui est fonction du niveau de charge appliqué et traverse l'âme comme le montre la Figure III-120. La fissure atteint par conséquent l'interface inférieure entre la peau et l'âme et génère ainsi un troisième événement d'endommagement (c) qui est la suite de cet événement. Comme montré sur les figures ci-dessous, la continuité du cisaillement de l'âme produit un délaminage au niveau de l'interface de la peau inférieure et l'âme, provoquant ainsi la séparation entre ces deux constituants. Le relâchement de l'énergie élastique est assez brutal au cours du chargement et la fissure peut alors traverser la sous-interface pour atteindre la peau inférieure et la déformer. C'est la raison pour laquelle le délaminage produit dans cet événement (c) n'est pas localisé au niveau de la sous-interface mais le long de l'interface âme/peau. Cet endommagement final est un événement rapide qui occupe entre 5% à 8% du reste du temps d'essai avant la rupture finale des peaux de l'éprouvette.

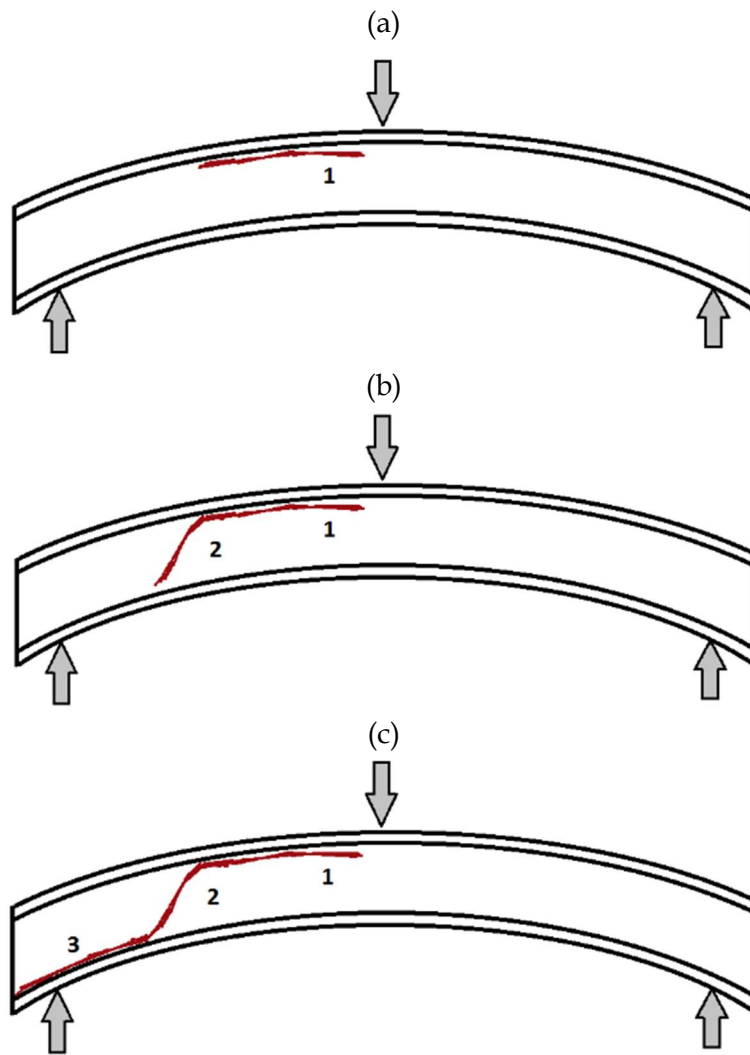


Figure III-119 : Endommagement type dans les âmes en mousse PET sur 3 étapes (a-b-c).

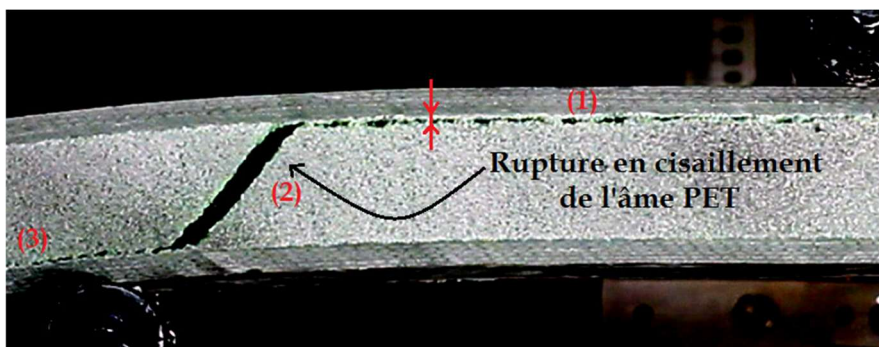


Figure III-120 : Rupture finale typique constatée dans la mousse PET des sandwich.

Finalement, tous les événements d'endommagement (a), (b) et (c) sont en bon accord avec les prédictions numériques illustrées sur la Figure III-116, malgré la complexité de cet endommagement qui concerne des matériaux connus surtout par leur anisotropie et leur comportement aléatoire (MANALO, et al., 2010).

### III.1.4 Identification et prédiction des modes de rupture

Avec l'Emission Acoustique (EA), il est possible de capter les ondes sonores générées par microfissuration au sein de la structure. Ainsi, tous les phénomènes produisant des endommagements sont concernés : la fissuration matricielle, la décohésion fibre/matrice, le délaminage, la rupture des fibres. Sous un chargement mécanique, le matériau génère de l'émission acoustique caractéristique de ces mécanismes. Il est alors possible de les identifier, les classer et les localiser afin d'évaluer l'état de santé du matériau tout au long de l'essai (Structural Health Monitoring). Pour expliquer le protocole expérimental, un capteur adapté placé à la surface du matériau traduit l'onde reçue en un signal électrique qui est ensuite amplifié, puis analysé (Figure III-121). Les capteurs piézoélectriques sont développés spécifiquement pour l'émission acoustique de manière à avoir une sensibilité élevée.

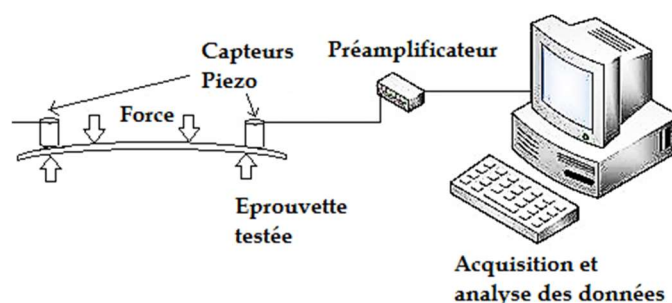


Figure III-121 : Principe de contrôle et d'analyse des endommagements par EA.

Dans le cadre de cette étude, le logiciel d'émission acoustique AEwin™ de MISTRAS GROUP et un système d'acquisition de données à temps réel ont été utilisés pour l'enregistrement des événements produits au cours des essais. Les mesures sont réalisées à l'aide de deux capteurs piézoélectriques avec une plage de fréquences de 100 kHz - 1 MHz. La surface de chaque capteur a été recouverte de graisse afin d'assurer un bon couplage acoustique entre l'échantillon composite et le capteur. Le sélecteur de gain de chaque préamplificateur a été réglé sur 40 dB tandis que l'amplitude des signaux d'émission acoustique couvre la plage entre 0 et 100 dB. La Figure III-122 représente un signal d'émission acoustique typique ainsi que les paramètres couramment recherchés pour faire l'analyse de l'endommagement des matériaux testés.

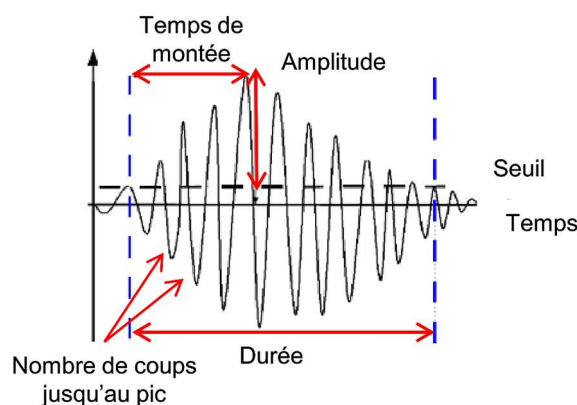


Figure III-122 : Définition des différents paramètres temporels acquis par l'EA.

Ceux-ci sont expliqués ci-dessous :

- **Seuil (en dB)** : le niveau de seuil est généralement réglé pour distinguer le signal venant de l'éprouvette du bruit provenant de l'environnement. Un événement ou une partie de celui-ci n'est considéré que si le signal franchit ce seuil ;
- **Durée** : c'est la différence de temps entre le début d'un événement (marqué lorsque le signal franchit le seuil pour la première fois) et la fin (marquée lorsque le signal ne repasse plus le seuil) ;
- **Amplitude de crête** : c'est la valeur maximale atteinte par le signal détecté dans un événement couvrant la plage du seuil à 100 dB ;
- **Coups** : un coup est comptabilisé chaque fois que le signal franchit le seuil ;
- **Temps de montée** : c'est le temps nécessaire pour que le signal atteigne l'amplitude de crête à partir du moment où il a dépassé le seuil ;
- **Énergie** : c'est l'aire de la zone située sous la courbe du temps en fonction de l'amplitude au carré, pour un événement donné ;
- **Localisation des évènements** : la source d'EA peut être localisée en utilisant plusieurs capteurs durant le test et ainsi déterminer la zone défectueuse. La technique est basée sur le principe de propagation des ondes dans les matériaux. Pour cela, on mesure le temps de vol du signal jusqu'aux différents capteurs positionnés situés sur l'éprouvette.

De nombreux paramètres sont donc calculés par le système d'acquisition pour chaque évènement d'émission acoustique ce qui peut permettre d'identifier les différents phénomènes créant les bruits. Seule l'amplitude du signal est mesurée à temps réel par le système d'acquisition de données. Tous les autres paramètres sont calculés à partir des formes d'onde et dépendent du seuil d'acquisition en dessous duquel aucun signal ne sera enregistré par le système d'acquisition. Ce seuil est généralement fixé à une valeur légèrement supérieure au bruit de fond (bruit causé par la machine d'essai par exemple). Pour le régler il faut préparer l'essai et avant de le lancer augmenter la valeur du seuil jusqu'à ce qu'aucune activité acoustique ne soit mesurée.

Par ailleurs, et préalablement à la détermination des endommagements, le système d'acquisition des données doit être étalonné pour chaque type de spécimen (NIELSEN, 1980). Pour cela, une onde acoustique répétable doit être générée dans l'échantillon par un cassé de mine de crayon sur la surface de l'éprouvette. La mine devra être la plus rigide possible (série H) et l'angle du crayon maîtrisé. Pour cela des embouts spéciaux sont utilisés qui permettent de fixer l'angle. Cette opération doit être répétée plusieurs fois et à des emplacements différents entre les capteurs pour vérifier l'arrivée des signaux avec le système d'acquisition. Une fois l'étape d'étalonnage effectué, les différents signaux peuvent être capturés en confiance pendant les essais mécaniques. Les paramètres utilisés (nombre de coups, amplitude, énergie absolue, etc.) dépendent du type d'information recherchée, le paramètre de sortie le plus souvent recherché est le nombre de coups cumulé dans le temps ( $N_{\text{coups}} = f(t)$ ). Il permet de détecter, par exemple, la limite élastique et d'éventuelles zones

dans lesquelles une activité acoustique peut être différente ce qui traduit des phénomènes physiques différents. Ainsi, les types endommagement se repèrent par des variations du nombre de coups cumulé sur des temps courts (REFAHI OSKOUEL, et al., 2011). D'autres indicateurs sont parfois utilisés comme le nombre de salves enregistré au cours du temps ou l'énergie cumulée de ces salves d'émission acoustique (Figure III-122).

En relation avec notre approche, une étude détaillée est réalisée sur les peaux stratifiées et les échantillons sandwich comportant des âmes en PET, PU et PP. Un système de contrôle de l'EA est utilisé en temps réel en suivant l'amplitude du signal et le nombre de coups cumulés, surtout lorsque le comportement mécanique de la structure n'est plus dans son domaine élastique linéaire. Les sources des ondes sonores et donc les endommagements ont également été localisées par une démarche de localisation linéaire. Cette analyse complète par EA permet d'aider à la compréhension de la contribution des différents types d'endommagement (HADDAD & GUILLAUMAT, 2016).

#### III.1.4.1 Analyse par amplitude et coups cumulés

Les données d'émission acoustique sont analysées à l'aide de deux paramètres temporels importants issus des signaux acoustiques : l'amplitude maximale de l'onde et nombre de coups cumulé. Après de multiples essais initiaux, ces paramètres ont permis d'avoir une bonne répétabilité au niveau du traitement des données. De cette manière, le contrôle en termes d'amplitude des signaux, recueillis à chaque étape d'avancement de l'endommagement, a donné les résultats présentés ci-après. La valeur du chargement qui correspond à l'endommagement initial est associée à une diminution brusque de la force sur les courbes. Ce concept est mieux compris par l'exploitation des résultats d'EA qui montrent un certain nombre initial de coups cumulés détectés avant la diminution brusque de la charge en flexion 4 points (Figure III-123-a-t). Etant utilisé parallèlement aux essais mécaniques, le contrôle non-destructif des structures sandwich permet une analyse plus fine de leur comportement mécanique. En effet, les courbes de la Figure III-123 montrent clairement qu'une activité acoustique commence bien avant l'importante chute de la force indiquant un endommagement catastrophique dans la structure testé. Plus de microfissures s'amorcent et progressent durant le chargement en flexion vers un niveau d'instabilité qui provoque la rupture brusque de l'âme.

À travers les graphes force-amplitude en fonction du temps pour chaque étape d'endommagement, présentés sur la Figure III-123, on remarque clairement l'existence de deux groupes distincts de signaux acoustiques dont les amplitudes se situent au-dessous de 70 dB (groupe A en couleur vert clair) et celles qui sont au-dessus de 70 dB (groupe B en couleur violet clair). Ainsi, sur la base des résultats trouvés dans la littérature (BERTHELOT, 2012), les signaux à forte amplitude correspondent à la rupture de fibres et/ou une rupture brusque localisée dans l'âme sandwich, alors que ceux ayant de faibles amplitudes proviennent de différentes défaillances dans la matrice polymère comme une décohésion entre les fibres et la matrice dans la peau et la microfissuration. En particulier pour les structures sandwich avec des mousses PET standards et quadrillées, le mode de rupture le plus présent au cours des essais est la compression de la peau supérieure qui fait augmenter

la contrainte de cisaillement inter-laminaire de l'âme. Dans ce cas, la longueur du délaminage est très grande. Ce mode est illustré dans cette étude par l'augmentation brusque de la pente qui correspond à la courbe du nombre de coups cumulé (Figure III-123-a-l). Ceci est accompagné aussi par l'augmentation brusque de la valeur de l'amplitude détectée à plus de 90 dB, coloré en violet clair sur les courbes correspondantes à droite. En revanche, les matériaux ayant des âmes en Nida PP et en mousse 3D PU sont caractérisés par une augmentation quasi-linéaire de la valeur de l'amplitude et également du nombre de coups cumulé (Figure III-123-m-p), en raison de la nature du matériau de chaque âme constituante. Pour le matériau composite constituant les peaux en stratifié, une forte activité acoustique est détectée pendant les essais en raison de la décohésion matrice/fibres dans la microstructure ainsi que la rupture en traction des fibres situés près de la face inférieure de l'échantillon et éventuellement la compression des fibres situés près de sa face supérieure (Figure III-123-q-t).

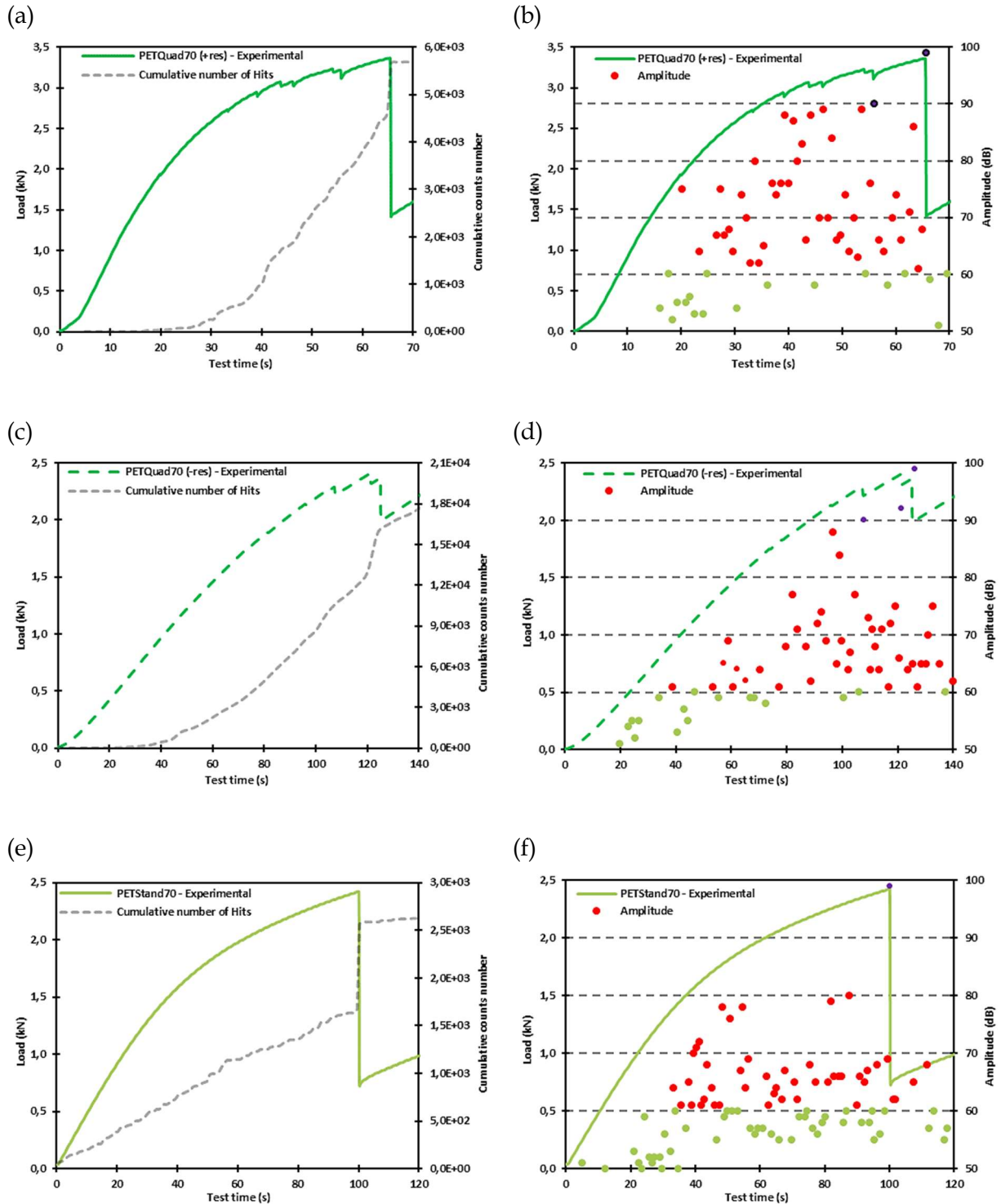
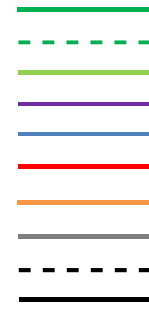
L'étude des signaux acoustiques recueillis lors des tests mécaniques permet donc d'identifier quatre mécanismes d'endommagement à savoir l'endommagement de l'âme suivi par la rupture de la résine au niveau des fibres, le délaminage de l'interface âme/peau et finalement la rupture des fibres constituant les peaux.

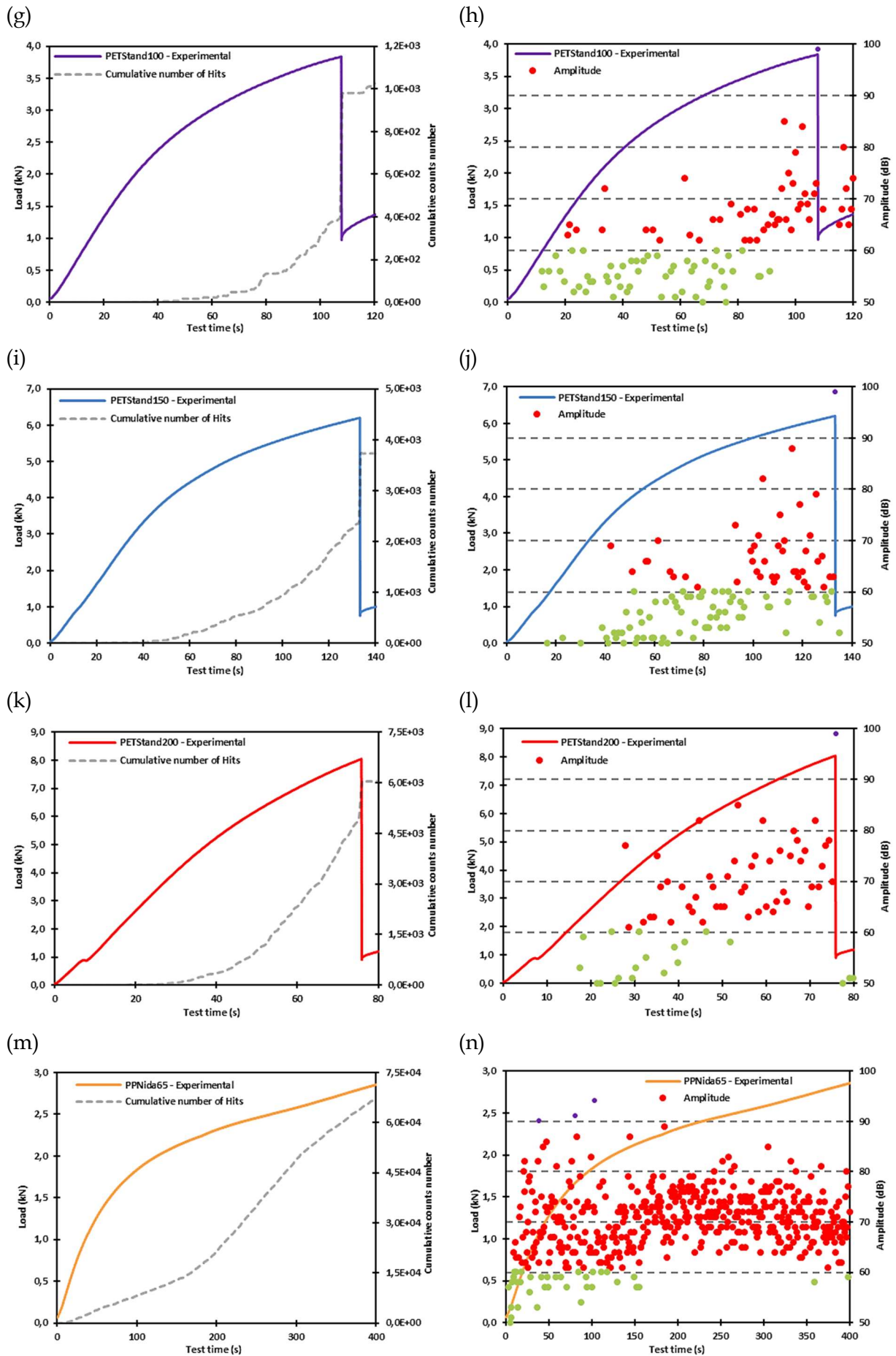
Les graphes de résultat représentent des données dynamiques et transitoires qui sont mises à jour en permanence pendant toute la durée du test. De ce fait, il faut faire attention en interprétant les courbes et bien les superposer avec les résultats des essais de caractérisation en flexion en s'appuyant par exemple sur l'observation visuelle et les vidéos filmées pour pouvoir recalculer les valeurs en fonction du temps. Le nombre de coups cumulé pendant divers intervalles de temps est très significatif car il constitue une base importante pour la prédiction de la durée de vie d'une structure en service. Les données montrées dans la Figure III-123 (amplitude en fonction du temps) fournissent une étude statistique globale et temporelle. Par exemple, en ce qui concerne les matériaux ayant des types de mousse PET standards ou quadrillées avec des densités différentes, on constate que l'activité qui reflète l'endommagement de ce type d'âme s'est produite pendant quasiment 70% du temps d'essai total en statique tandis que la rupture des fibres n'a pris qu'environ 1 à 3% de ce temps. La charge augmente linéairement avec le temps puis une légère diminution de la rigidité est observée en raison de l'amorçage du cisaillement de l'âme et de la réponse aléatoire et non-linéaire du comportement des mousses en PET. Cette constatation est confirmée par l'augmentation du nombre de coups cumulé qui change de pente lorsqu'un craquement interne se produit à l'intérieur de l'échantillon. Le sandwich subit ensuite une amorce de rupture lorsque les fissures causées par le cisaillement se propagent en diagonale et s'étendent pour séparer la peau de l'âme au niveau de la surface d'interaction entre ces deux constituants.



Partie 3 : Caractérisation expérimentale des matériaux

- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Quadrillée (+ de résine) h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Quadrillée (- de résine) h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PET 100 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PET 150 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PET 200 Kg/m<sup>3</sup> - Standard h = 33 mm
- Sandwich avec âme en Nida PP 65 Kg/m<sup>3</sup> h = 33 mm
- Sandwich avec mousse PU 29 Kg/m<sup>3</sup> avec ponts en verre 3D h = 33 mm
- Peau en composite stratifié h = 8 mm
- Peau en composite stratifié h = 22 mm





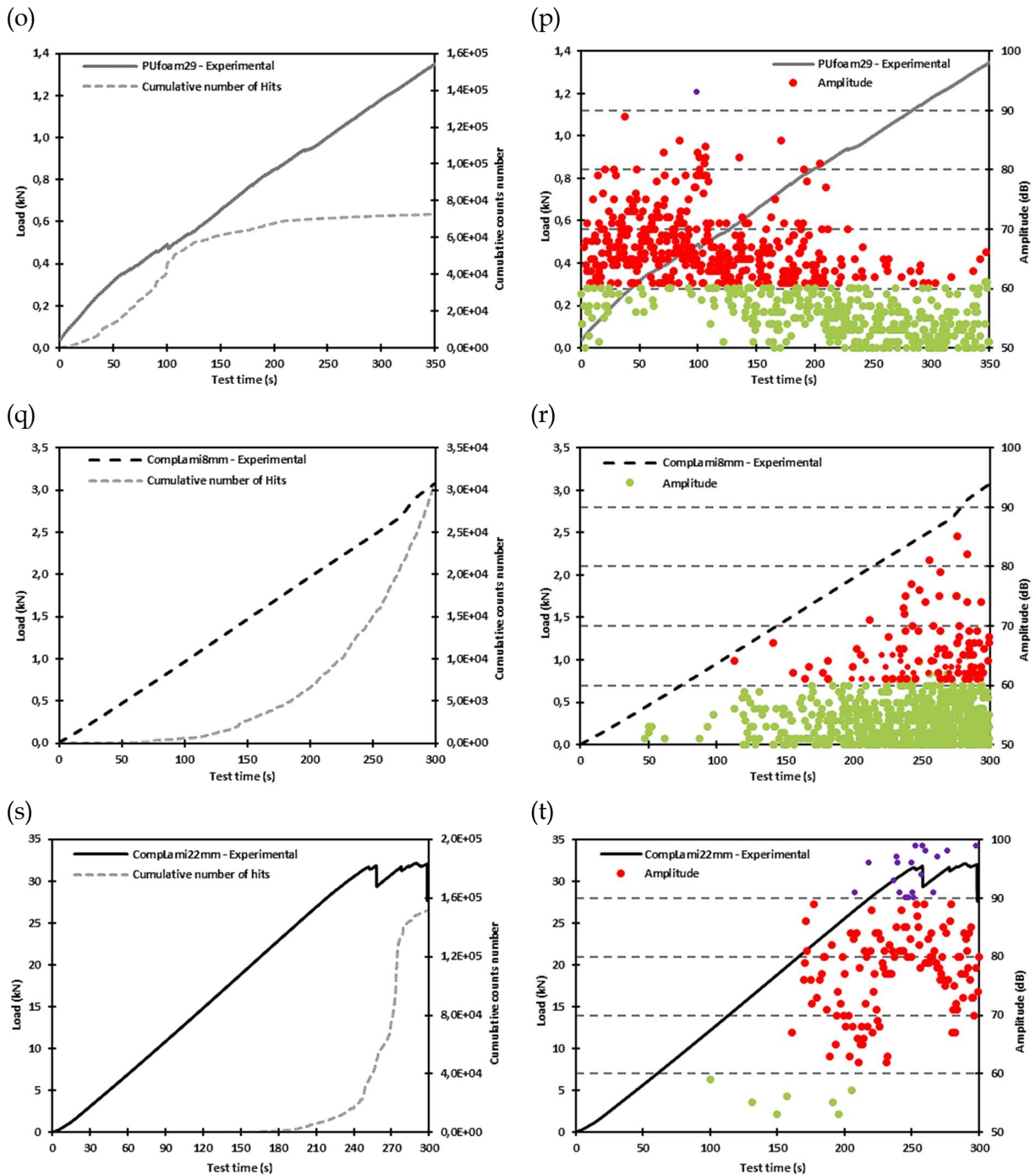


Figure III-123 : Etude du comportement des structures sandwich en flexion avec contrôle par Emission Acoustique - Amplitudes.

En ce qui concerne la détermination de l'amorçage des différents endommagements observés, le fait d'avoir une augmentation notable de la valeur de l'amplitude et du nombre de coups permet ainsi de vérifier le temps exact à partir duquel les microfissures internes commencent à apparaître, surtout dans la partie initiale linéaire du comportement. Ces microfissures se produisent généralement juste à la fin de la linéarité, et à partir de ce temps-là l'amplitude commence à augmenter. Pour confirmer cela, l'augmentation du nombre de coups cumulés montre aussi qu'il y a une activité acoustique dès le début du test de flexion

qui est relié en parallèle et en temps réel avec l'analyse de l'amplitude et l'observation visuelle des tests expérimentaux sur chaque échantillon. En particulier pour les structures sandwich avec âmes en Nida PP et en PU, les graphes (n) et (p) de la Figure III-123 montrent une forte activité des événements acoustiques dès le début de l'essai. Ceci est dû à la forte présence de la résine dans les cavités caractéristiques du matériau en nid d'abeille PP et à la géométrie innovante de l'âme en mousse PU avec ses ponts en verre 3D qui assurent la continuité de la résine reliant les deux peaux constitutives afin de renforcer la structure globale.

#### III.1.4.2 Analyse par localisation des évènements

Le temps d'arrivée des signaux acoustiques vers chaque capteur est fonction de l'emplacement de la source et de la vitesse de propagation des ondes acoustiques dans le milieu. L'une des techniques de localisation de sources d'évènements couramment utilisées est le principe de localisation linéaire à deux capteurs, schématisé sur la Figure III-124. Lorsque la source est située au milieu, la différence entre les temps d'arrivée de l'onde par rapport aux deux capteurs est nulle. Si la source est plus proche de l'un des capteurs, la différence est mesurée entre les temps d'arrivée détectés. Pour calculer la distance entre l'emplacement réel de la source et le point du milieu, le temps d'arrivée est multiplié par la vitesse de l'onde. Si l'emplacement se trouve à droite ou à gauche du point médian, il est déterminé par le capteur qui détecte et enregistre en premier le coup. Il s'agit d'une relation linéaire qui s'applique à toutes les sources d'évènements entre les capteurs. Vu que le principe décrit ci-dessus suppose implicitement que la source soit située sur une ligne passant par les deux capteurs, il est seulement valide pour un problème linéaire.

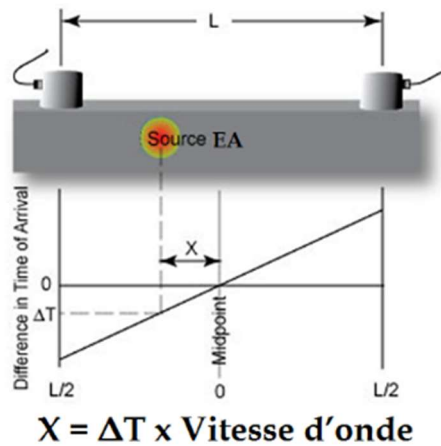


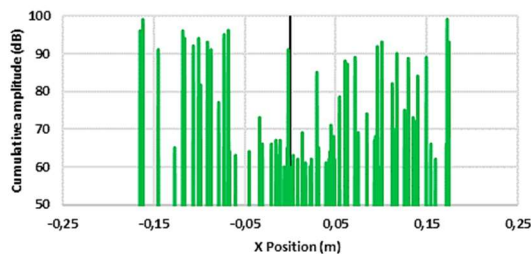
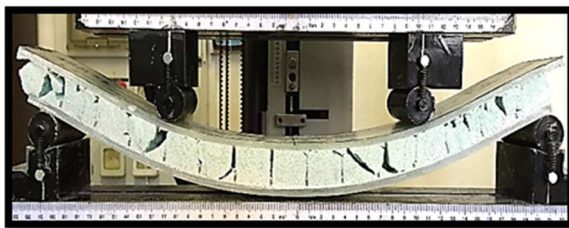
Figure III-124 : Technique de localisation linéaire de l'endommagement par EA.

Les événements de localisation émis à partir des signaux acoustiques et recueillis à chaque étape d'endommagement, ont donné les résultats présentés ci-après (Figure III-125-a-j). Ces résultats expérimentaux confirment l'analyse précédente avec une approche numérique qui prédit la localisation des endommagements à travers l'étude des contraintes maximales dans la direction longitudinale de l'éprouvette. Pour les structures sandwich avec des mousses PET quadrillées ou standards, les différents modes de rupture observés sont :

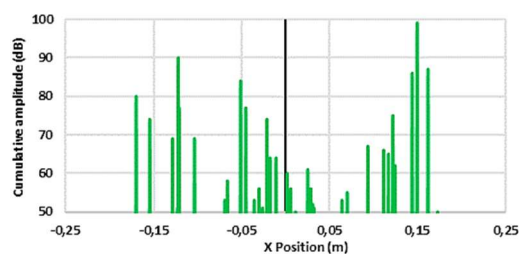
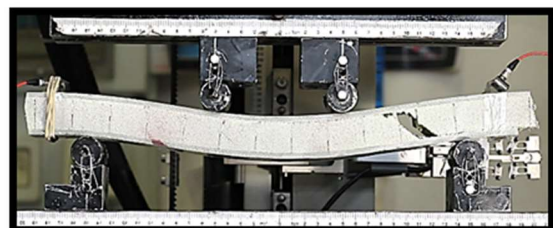
- A. le flambement local de la peau supérieure qui est observé surtout dans les essais de flexion trois points concernant la plupart des matériaux testés ;
- B. le flambement local est parfois remplacé par une rupture en cisaillement qui provoque la rupture des fibres de la peau supérieure et qui se propage par délaminage entre la peau et l'âme en mousse ;
- C. pour les tests de flexion trois et quatre points, on observe principalement une rupture par cisaillement pour les deux types de mousse en PET (quadrillé et standard) se propageant suite à un délaminage brusque qui se produit entre les constituants de la structure sandwich au niveau de l'interface âme/peau.

Pour les matériaux comportant des âmes de types Nida en PP et mousse en PU, un comportement de compression quasi-linéaire est observé au niveau de chaque âme. À la fin, les deux peaux supérieure et inférieure se resserrent l'une contre l'autre car le matériau de l'âme est complètement écrasé. Cependant, on peut remarquer l'influence de la présence de la résine dans les mousses en PET quadrillées ayant la densité de  $70 \text{ Kg/m}^3$  (Figure III-125-a). Ceci a fait augmenter l'activité acoustique dans le matériau en raison de la rupture progressive de la résine dans les cavités lors du test de flexion quasi-statique. Cela s'explique également par la discontinuité géométrique au sein du matériau sandwich structurel. Lorsque le quadrillage est moins ouvert comme le montre la Figure III-125-b, on constate que l'activité acoustique diminue relativement et que la rupture devient plus localisée par rapport à l'autre cas où les grilles sont plus ouvertes ce qui implique plus d'absorption de résine et une rupture aléatoire dans l'âme.

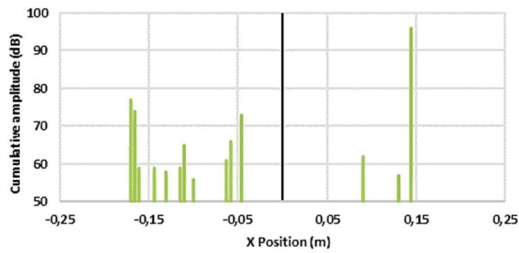
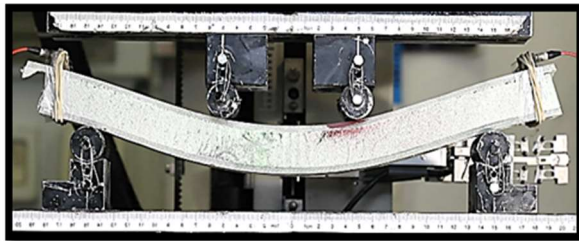
(a) Sandwich avec mousse PET  $70 \text{ Kg/m}^3$   
Quadrillée (+ de résine) (h = 33 mm)



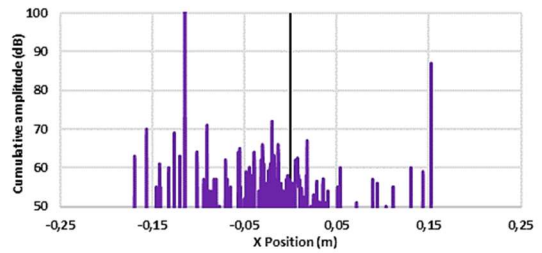
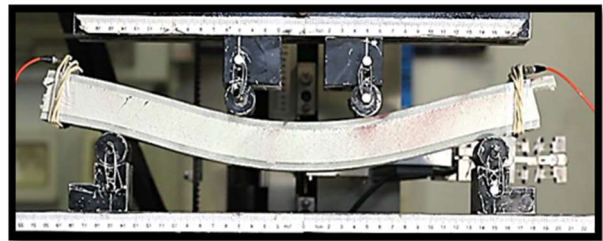
(b) Sandwich avec mousse PET  $70 \text{ Kg/m}^3$   
Quadrillée (- de résine) (h = 33 mm)



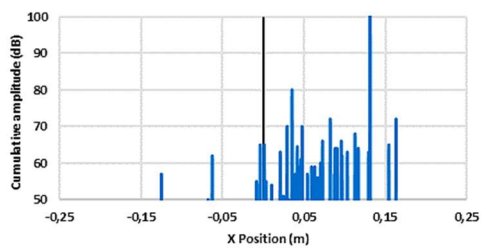
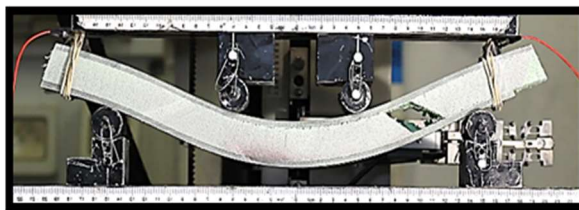
(c) Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



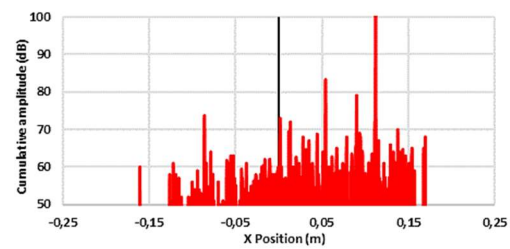
(d) Sandwich avec mousse PET 100 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



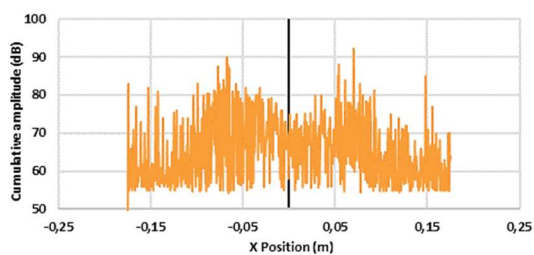
(e) Sandwich avec mousse PET 150 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



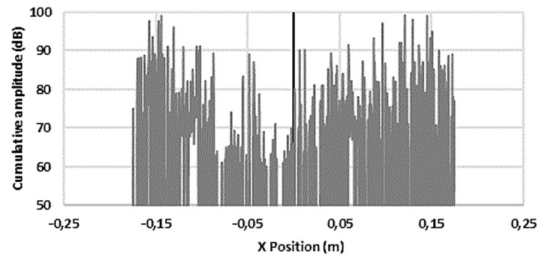
(f) Sandwich avec mousse PET 200 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



(g) Sandwich avec âme en Nid d'abeilles PP  
65 Kg/m<sup>3</sup> (h = 33 mm)



(h) Sandwich avec mousse 3D en ponts de  
verre PU 29 Kg/m<sup>3</sup> (h = 33 mm)



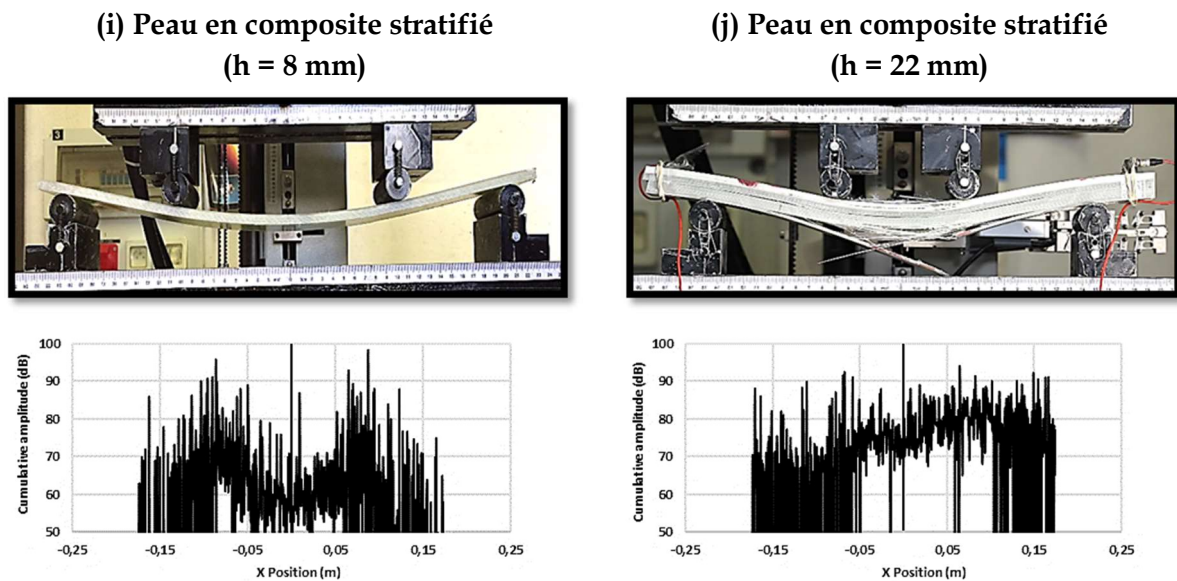


Figure III-125 : Etude du comportement des structures sandwich en flexion avec contrôle par Emission Acoustique – Localisation des évènements.

La rupture brusque dans un échantillon testé se produit en fonction de la densité de l'âme sandwich étudiée. En effet, pour les sandwich avec des mousses en PET standard allant de 70 à 200 Kg/m<sup>3</sup>, l'endommagement par cisaillement de l'âme devient de plus en plus localisé lorsque la densité relative augmente en raison de la présence de plus de matière et donc d'un matériau de plus grande résistance. Pour les sandwich comportant des âmes en Nida PP et ceux avec mousse en PU, les endommagements structuraux s'étalent quasiment dans toute la structure aussi bien que pour les composites stratifiés (peaux) ayant différentes épaisseurs. Ceci est dû à la rigidité des constituants du matériau étudié qui dispersent l'énergie dans l'échantillon.

Selon les différents résultats issus de l'Emission Acoustique (montrés sur les graphiques des Figure III-123 et Figure III-125), l'endommagement détecté est classé en fonction d'une gamme d'amplitudes générée par les évènements produits dans les divers constituants du composite sandwich (Tableau III-16). Le niveau d'amplitude est indépendant en fait de la géométrie de l'échantillon et du type de configuration du chargement (flexion à 3 ou 4 points). Pour confirmer les résultats de la classification des endommagements par EA, plusieurs essais préliminaires sont menés à certains niveaux d'amplitude et d'énergie. Les échantillons sont soigneusement manipulés et testés pour les analyser correctement et déterminer ainsi la séquence d'endommagement correspondante aux bonnes valeurs d'amplitudes données dans le Tableau III-16. Par conséquent, et en se basant sur des constatations purement expérimentales, la classification proposée est en bonne corrélation avec les séquences issues de la littérature mais pas nécessairement avec les seuils d'amplitude ou d'énergie, vu que les principaux paramètres de l'EA sont très sensibles au type de matériau [ (BURMAN, et al., 1999), (BERTHELOT, 2012), (QUISPI TUPA, et al., 2004)].

Pour la plupart des cas, une légère activité acoustique est initialement observée et qui est liée certainement à des localisations distinctes d'amorçage de fissures dans l'âme et sur la face près des supports de chargement pendant les premières étapes du test. Ceci est dû probablement à la dispersion d'énergie résultante des multiples zones d'amorçage et de propagation de fissures aléatoires. Les deux principaux modes de compression et de cisaillement sont observés, cependant, la rupture brusque se produit constamment sous la forme du second mode (cisaillement). Une importante activité de croissance de fissures est soulignée lors de la rupture par cisaillement qui se propagent à proximité de l'interface entre les peaux et l'âme et entraîne donc un affaiblissement de cette zone et un craquement subséquent des peaux constituants (Tableau III-16). Des séquences d'endommagement assez semblables ont été rapportées dans la littérature [ (CRAIG & NORMAN, 2004), (MANALO, et al., 2010), (RUSSO, et al., 2007), (RAMANA MURTHY, et al., 1983)] pour des essais de flexion sur des plaques composites planes en sandwich. Cependant et contrairement aux résultats rapportés, une rupture significative des fibres n'a jamais eu lieu avant la rupture catastrophique dans l'âme, comme confirmé dans l'étude actuelle par l'émission acoustique.

<b>Mode de rupture</b>	<b>Amplitude EA (dB)</b>
<b>Rupture de l'interface âme / peau</b>	50-69
<b>Endommagement de l'âme</b>	70-79
<b>Rupture de la résine dans les peaux</b>	80-89
<b>Rupture des fibres dans les peaux</b>	Au-delà de 90

Tableau III-16 : Séquence d'endommagement avec la plage d'amplitude EA correspondante.

L'activité acoustique a tendance à être plus élevée au fur et à mesure que le niveau de contraintes augmente. Cependant dans notre étude, l'analyse par émission acoustique indique systématiquement la déformation de l'âme (localisée dans une zone radiale de 5 mm près du point d'application de la charge), sa rupture et sa défaillance totale par cisaillement près de l'interface qui est liée aux peaux.



## Chapitre IV. Caractérisation quasi-statique en traction perpendiculaire

En se basant sur la revue de la littérature présentée dans la première partie de l'analyse bibliographique, le premier but de cette méthode de caractérisation sera de valider la bonne tenue de la liaison âme-peaux en pratiquant un essai d'arrachement. Dans ce chapitre, chaque éprouvette sera soumise à une force de traction normale au plan des peaux. Par la suite, les propriétés mécaniques des différentes éprouvettes peuvent être déterminées, à savoir la résistance à la traction perpendiculaire et le module des structures sandwich étudiées, en variant aussi le type et la masse volumique de leur âme constituante. Il faut rappeler que les peaux sont formées de fibres de verre/résine polyester, déposées avec les âmes choisies lors de l'enroulement filamentaire, pour fabriquer toutes les éprouvettes sandwich courbées. Par conséquent, c'est principalement la résine qui lie les peaux à l'âme. Les formes acceptables des structures faites en enroulement filamentaire (Tableau III-7) comprennent des matériaux d'âmes avec des surfaces de liaison continues comme les mousses en PET (ARMACELL, 2017) et en PU (SAERTEX, 2017) ainsi que ceux avec des surfaces de liaison discontinues comme le nid d'abeille en PP (NIDAPLAST, 2017).

### IV.1 Analyse des résultats

#### IV.1.1 Protocole expérimental

Avant la campagne d'essais et conformément aux normes standards (ASTM C297, 2004), chaque type de matériau sandwich a été préalablement découpé en petites éprouvettes au moyen d'une scie à ruban suivant les dimensions préconisées. Une machine universelle de type Zwick-Roell, équipée d'un capteur de force allant jusqu'à 100 kN et d'un capteur de déplacement intégré a été utilisée. Un dispositif d'essai a été conçu spécialement pour cette étude en respectant les normes standards (Figure III-126). Pour plus d'informations sur le montage, les plans sont décrits dans le Chapitre 8 de la partie Annexe.

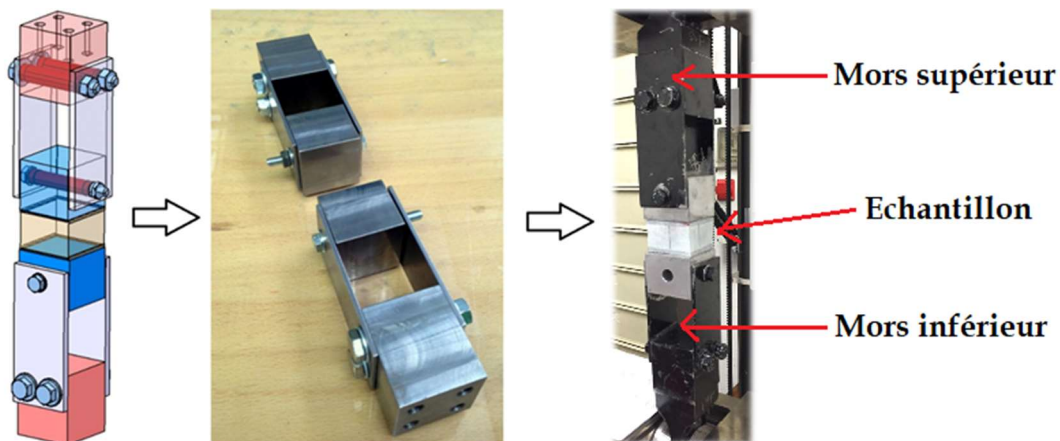


Figure III-126 : Conception d'un dispositif d'essai de traction perpendiculaire normalisé.

Le but de l'essai d'arrachement est la détermination des propriétés transverses de la liaison entre les peaux et l'âme dans chaque structure sandwich. En effet comme le montre la Figure III-127, l'éprouvette est soumise à un effort de traction normal aux peaux du sandwich, de façon à provoquer une déformation croissante à une vitesse constante égale à 0,5 mm/min.

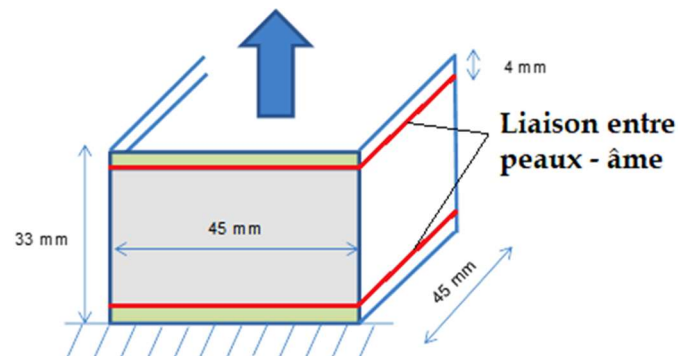


Figure III-127 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en traction perpendiculaire.

Tout d'abord, les surfaces supérieure et inférieure de chaque spécimen ont été préparées et poncées, afin d'assurer un maximum de planéité pour ces surfaces, vue la courbure présente sur les échantillons enroulés. Il faut noter que la principale difficulté dans ce test réside dans le collage qui va valider ou pas un essai d'arrachement. En d'autres termes, il faut utiliser : une colle forte, suffisamment visqueuse, une épaisseur du joint de colle faible. Avant chaque essai, on colle l'échantillon sur les deux supports du montage en même temps (le temps de séchage est d'environ 3h, mais il faut néanmoins compter 24h avant d'envisager chaque essai). Une bonne technique pour appliquer toujours la même épaisseur de colle sur toute la surface plane est d'utiliser un « peigne à colle ». Par contre, il faut faire attention à l'alignement du montage en prenant, par exemple, des repères de positionnement de l'échantillon avant le collage pour que celui-ci soit "centré" le mieux possible. On peut utiliser aussi un niveau à bulle pour vérifier le parallélisme de toutes les faces. Par la suite, les deux supports, montés chacun en liaison pivot ayant des axes perpendiculaires, sont reliés à la machine de traction. Ce montage garantit un effort purement normal. Une fois l'essai terminé, le mode de rupture correspondant à chaque configuration sandwich est établi et le montage est nettoyé en enlevant le reste de la matière à l'aide d'acétone et d'alcool, avant de recoller l'échantillon suivant.

#### IV.1.2 Étude des résultats expérimentaux

Après la caractérisation du comportement en flexion des structures sandwich, une analyse expérimentale de la résistance de l'interface peau/âme a été réalisée. La qualité de cette interface, déterminante pour les propriétés mécaniques du sandwich, doit en effet être vérifiée. En effet, plusieurs types d'âme ont été utilisés afin de se rendre compte de l'influence de leur masse volumique sur la résistance de l'interface. Les données concernant les propriétés des matériaux constitutifs sont disponibles au début de cette partie dans le Tableau III-12.

Les courbes contrainte/déformation ont été analysées ainsi que les modes de rupture des éprouvettes. Pour commencer, la Figure III-128 présente les courbes moyennes de contrainte/déformation de tous les échantillons testés. Pour chaque type, il y a seulement deux éprouvettes qui ont été validées, à cause de la difficulté de l'essai ainsi que la géométrie courbe des éprouvettes. Ces échantillons ont une masse volumique entre 29 et 200 kg/m<sup>3</sup> et se présentent sous différentes configurations (nid d'abeille, quadrillé, standard). Initialement, la forme arrondie du début des courbes est due à la mise en tension progressive de tout le système expérimental. Cette partie initiale concerne aussi le début de l'application du chargement dans la zone de la liaison collée entre les supports en acier et l'échantillon en composite sandwich. Il faut donc prendre en compte ce point et bien limiter la partie linéaire de chaque courbe. Une précharge aurait pu masquer ce phénomène.

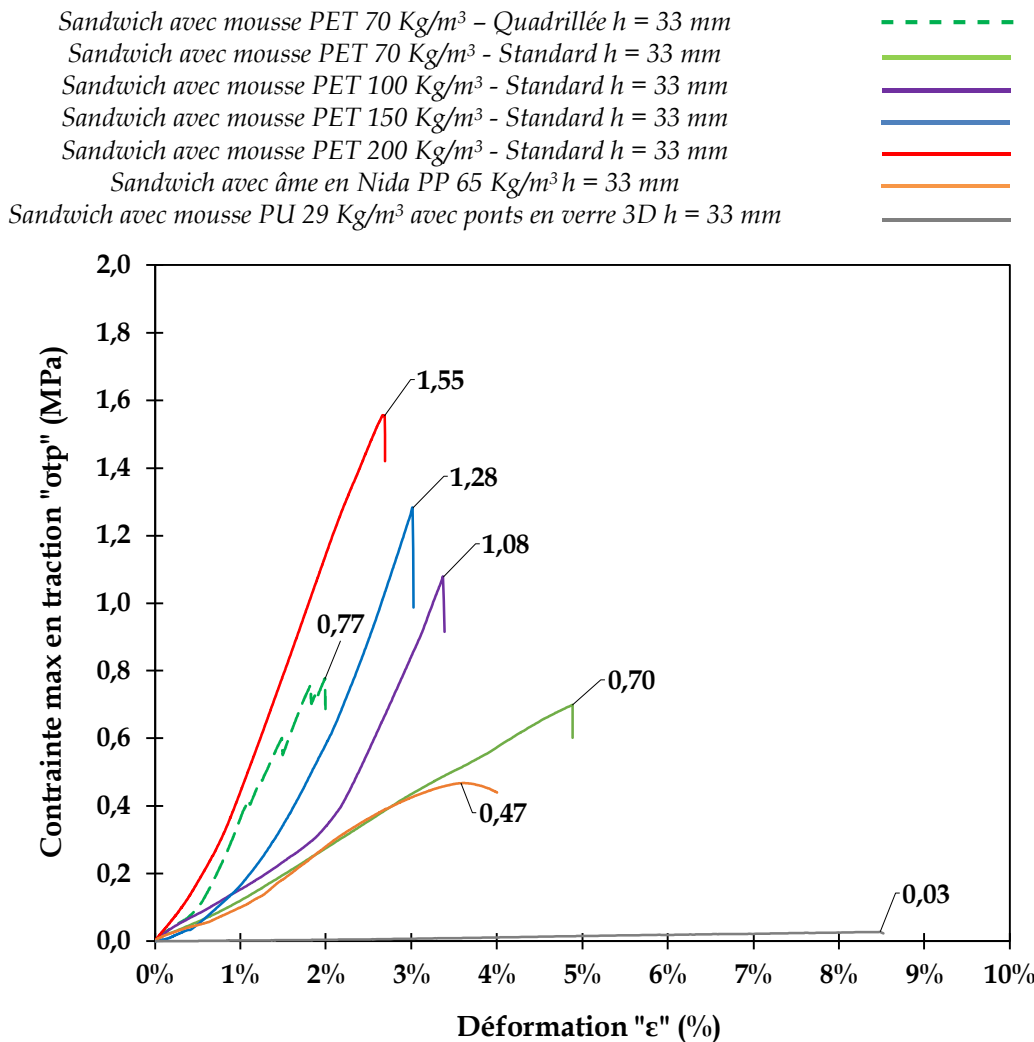


Figure III-128 : Résultats des essais de traction perpendiculaire quasi-statique : courbes contrainte - déformation pour les différents matériaux testés.

Chaque courbe est une combinaison des comportements élastiques de l'âme constituante, du composite et de la colle. Toutefois, les contraintes maximales à rupture apparaissent plus variables. Il y a donc une certaine logique par rapport à la densité des âmes. En effet, on note un écart relatif compris entre 50 et 55 % pour les catégories d'échantillons en mousse PET par

exemple, en passant d'une masse volumique de 70 kg/m<sup>3</sup> à 200 kg/m<sup>3</sup>. Cela confirme que la contrainte maximale augmente avec la densité de l'âme constituante. Concernant les sandwich en nid d'abeille PP, la structure présente une raideur quasiment similaire à celle en mousse PET standard (70 kg/m<sup>3</sup>), avec un décalage entre les valeurs de contraintes maximales de 33 %. D'autre part, à un même niveau de densité d'âme de 70 kg/m<sup>3</sup> avec deux configurations différentes (mousse quadrillée et mousse standard), la résine ainsi présente dans les vides du quadrillage modifie significativement les propriétés mécaniques globales. Par exemple, la structure avec la mousse quadrillée a une contrainte maximale en traction de plus de 9% par rapport au même matériau sans quadrillage. Pour tous les essais, le Tableau III-17 résume les caractéristiques mécaniques moyennes obtenues en traction perpendiculaire : charge de rupture, déplacement correspondant et raideur élastique qui constitue la pente de la partie linéaire de la courbe force-déplacement. En ce qui concerne le sandwich avec la mousse en PU à 29 Kg/m<sup>3</sup>, la structure globale a une très faible résistance en traction relativement aux autres matériaux candidats. Cela prouve que la liaison entre les peaux constituantes et l'âme doit être forte en faisant attention à l'adaptabilité du type de l'âme avec la méthode de fabrication de la structure sandwich. Le choix de l'âme s'avère être déterminant concernant ce type de sollicitation. Dans le cas des âmes en PET avec différentes densités de 70, 100, 150 et 200 kg/m<sup>3</sup>, la densification de ce constituant a permis de multiplier par 4 la raideur élastique de la structure globale. Cela confirme les premières constatations faites sur les courbes illustrées sur la Figure III-128.









	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
Echantillon sandwich avec							
	Âme Quad PET [70]	Âme Standard PET [70]	Âme Standard PET [100]	Âme Standard PET [150]	Âme Standard PET [200]	Âme PP en Nida [65]	Âme PU en 3D [29]
Charge de rupture (N)	1545	1474	2128	2442	3018	1644	155
Déplacement correspondant (mm)	0,52	1,18	0,92	0,75	0,69	1,53	2,12
Raideur élastique (N/mm)	3831	1223	1333	3505	5272	1436	32

Tableau III-17 : Caractéristiques mécaniques obtenues en traction perpendiculaire.

En parallèle, une modélisation par éléments finis de l'essai de traction perpendiculaire est effectuée afin de comparer les résultats expérimentaux et numériques, en tenant compte des différents paramètres importants qui sont la géométrie du matériau et les caractéristiques mécaniques associées, obtenues par les fiches techniques des différents constituants (présentées ensemble au début de cette partie). Les conditions de chargement dans le modèle numérique sont appliquées linéairement en considérant un contact surfacique entre le support supérieur mobile du dispositif d'essai et la structure à tester (Figure III-129).

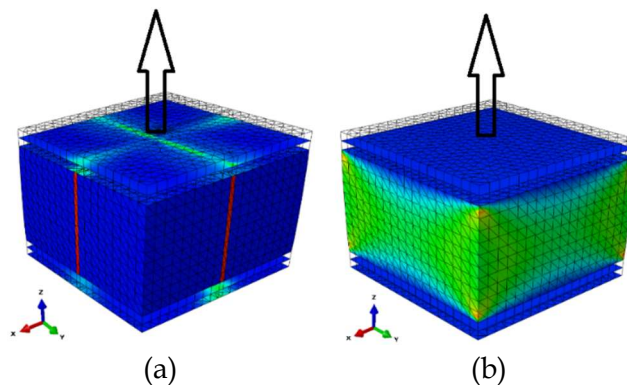


Figure III-129 : Modélisation numérique des éprouvettes sandwich avec mousse en PET 70 :  
(a) modèle quadrillé et (b) modèle standard.

Pour des raisons de simplification du modèle, la structure est assimilée à un corps rigide ayant deux principales parties : l'âme qui est située au milieu avec une épaisseur de 25 mm et les deux peaux minces au-dessus et dessous de l'âme dans chaque modèle ayant 4 mm d'épaisseur chacune. Les dimensions globales de l'échantillon modèle sont 45 x 45 x 33 mm. De plus, le contact physique entre le support mobile et la structure sandwich est remplacé par un déplacement qui est appliqué à la surface extérieure de la peau supérieure (Figure III-129). Concernant la surface inférieure de la structure modélisée, une contrainte d'encastrement lui est attribuée pour représenter au mieux l'essai réel. D'autre part, la taille du maillage a été vérifiée par une étude de convergence. En effet, la variation de ce paramètre peut avoir un effet significatif sur les résultats numériques. Cependant, grâce à l'utilisation d'un déplacement linéaire comme condition aux limites dans le modèle et à la simplification de la géométrie globale, le temps de calcul est assez court (moins de 2 min).

Les Figure III-130 et Figure III-132 montrent la variation des valeurs expérimentales de la contrainte maximale et le module de traction perpendiculaire concernant les différentes configurations des structures sandwich, numérotées de 1 à 7 dans le Tableau III-17. Ces valeurs sont calculées en se basant sur les équations issues de la norme (ASTM C297, 2004).

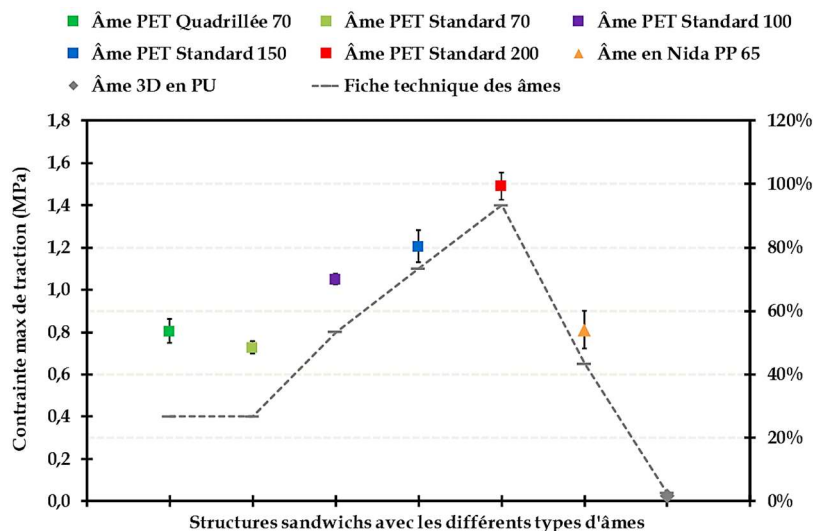


Figure III-130 : Résistance en traction suivant la direction transversale - Rupture finale.

Puisque les peaux de chaque structure sandwich sont largement rigides par rapport aux âmes étudiées, les différents résultats concernent donc les caractéristiques mécaniques, soit de l'interface âme/peaux, soit du matériau d'âme lui-même. Pour commencer, et en se basant sur les résultats de la Figure III-130, un écart notable est observé entre les valeurs de la résistance en traction issues des fiches techniques des âmes et celles déterminées expérimentalement pour les sandwich. Comme il a été évoqué précédemment, la résine s'incruste dans les cellules des âmes lors de l'enrouement filamentaire et permet de changer les propriétés globales de la structure (Figure III-131). Cette différence de résistance est d'autant plus significative pour les âmes moins denses. C'est le cas notamment des âmes en PET pour lesquelles les valeurs de résistance de la structure globale ne sont pas loin de celles issues des fiches techniques quand la masse relative augmente considérablement (cet écart passe de 50 % dans le cas du PET 70 à 6 % dans le cas du PET standard 200). Ainsi, l'adhésion peaux/âme semble meilleure dans le cas des âmes les plus denses.

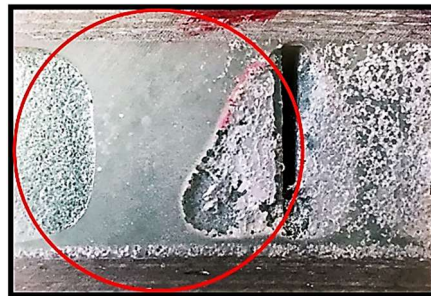


Figure III-131 : Illustration de la présence de résine entre les blocs de l'âme.

Concernant les modules de traction (Figure III-132), les échantillons n°1 et n°2 montrent une différence de 74 %, expliquée surtout par la présence d'une certaine quantité de résine sous forme de « ponts » entre les grilles de l'âme quadrillée, multipliant ainsi le nombre de points d'ancrage mécanique contribuant à la résistance de l'interface (Figure III-131).

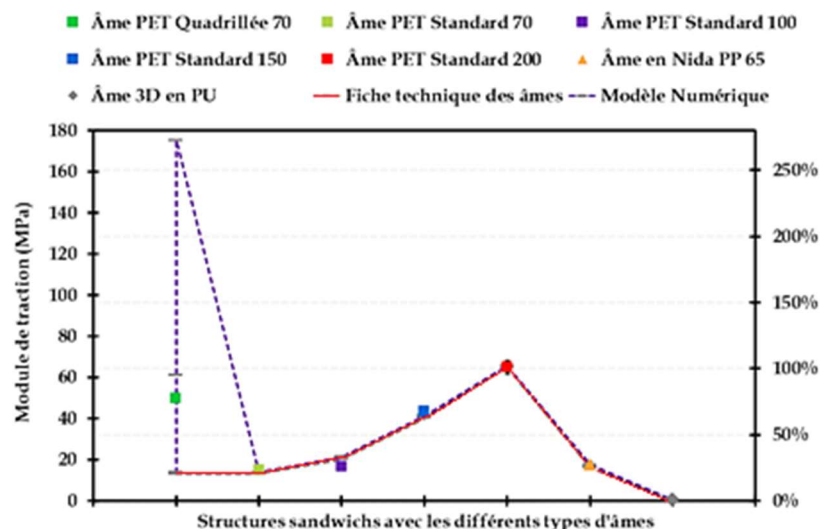


Figure III-132 : Module de traction suivant la direction transversale.

En effet, la présence de la résine permet de former des ponts entre les peaux constituantes lors de la fabrication des panneaux sandwich qui rigidifient la structure. Une étude numérique qui traite de la variation de ce paramètre (taux de résine présente dans les grilles) sera expliquée davantage dans le chapitre suivant. L'effet de la présence de la résine dans ce type de matériau sera analysé en montrant les différentes méthodes de prise en compte de l'écoulement de cette résine dans les grilles. Comme hypothèse, la structure quadrillée a été modélisée dans cet essai en introduisant 3 niveaux de résine supposée être présente entre les blocs de ce matériau : 0 %, 50 % et 100 %. Leurs géométries correspondantes sont illustrées sur la Figure suivante :

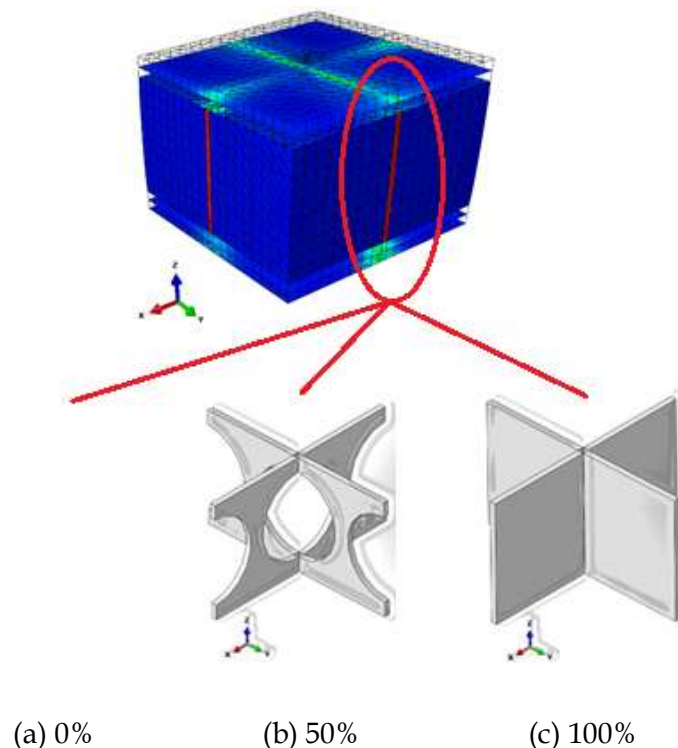


Figure III-133 : Modélisation numérique de la résine présente dans les grilles du PET.

De ce fait, trois valeurs distinctes de module de traction pour les âmes quadrillées en PET sont illustrées sur la Figure III-132. D'un point de vue expérimental, on peut déduire approximativement que le module relatif à la structure quadrillée réellement testée se situe préalablement entre 13,6 et 61,1 MPa (qui correspondent respectivement à 0% et 50% de résine). La valeur correspondante est représentée par le carré en vert foncé (1<sup>ère</sup> structure à gauche). Pour tous les autres matériaux, les valeurs expérimentales et numériques du module de traction présentent en bonne corrélation puisqu'il n'y a pas de ponts de résine (ou vides) au sein des âmes qui les constituent, ni prise en compte des effets de la méthode de fabrication par enroulement filamentaire (écoulement de la résine sur l'âme etc).

Plus généralement il est évident de dire que, d'après les résultats précédents, la contrainte maximale de traction ainsi que le module correspondant augmentent considérablement en fonction de la masse volumique de l'âme. Lors des essais, cette variation de densité est prise en compte dans le but de comparer les différents matériaux d'âme envisagés pour l'étude

afin de pouvoir choisir le matériau le plus adéquat. Les structures ayant des âmes en Nida PP (n°6) et en mousse PU (n°7) sont introduites également dans l'étude. En effet, la structure en nid d'abeille est comparable à celle en PET 70 de point de vue contrainte maximale et module de traction correspondant (~ 2 %). Par contre pour la structure avec une mousse en PU, les valeurs ne sont pas satisfaisantes en traction perpendiculaire avec des valeurs très basses par rapport aux autres structures. Ceci est dû à la nature spécifique de ce matériau d'âme qui n'a pas pu s'adapter correctement au matériau formant les peaux lors de la fabrication des sandwich (problème majeur de liaison âme/peaux).

Pour tous les essais, la rupture des échantillons a été analysée. La Figure III-134 montre l'état des éprouvettes avant l'essai et après pour toutes les configurations étudiées :


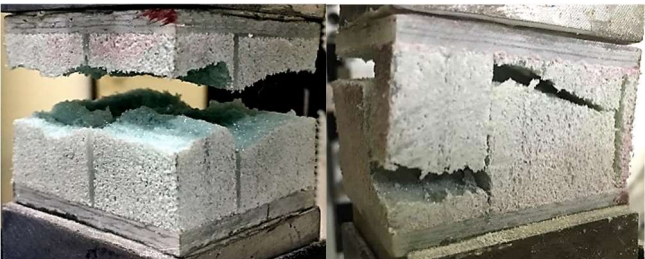

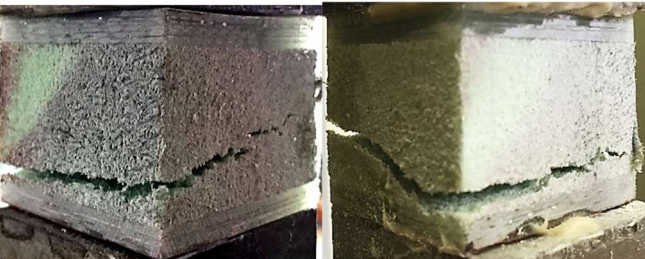
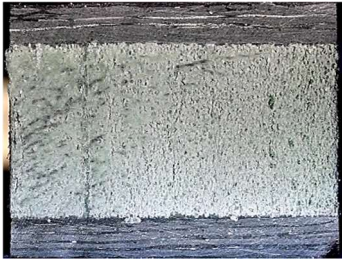

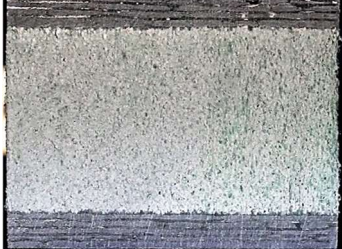

Structures Sandwich	Eprouvettes avant l'essai	Quelques éprouvettes après traction
<p>Âme PET Quadrillée 70 kg/m<sup>3</sup></p>		
<p>Âme PET Standard 70 kg/m<sup>3</sup></p>		
<p>Âme PET Standard 100 kg/m<sup>3</sup></p>		
<p>Âme PET Standard 150 kg/m<sup>3</sup></p>		





Figure III-134 : Evolution de l'essai de traction perpendiculaire.

La rupture brusque a eu lieu dans l'âme (celles moins denses de 70 à 100 kg/m<sup>3</sup>). Cela signifie que la résistance de l'âme en traction perpendiculaire est inférieure à celle de l'interface. Cette rupture s'est produite aussi sous forme de décohésion de l'interface âme/peau et a été considérée comme valide puisqu'elle montre principalement les bonnes propriétés mécaniques des âmes standards en PET à partir d'une masse volumique de 150 kg/m<sup>3</sup>. Comme préconisé dans la norme (ASTM C297, 2004), les ruptures dans la colle à l'interface entre les peaux composites et le montage mécanique ont été ignorées. En général, moins l'âme est dense plus les cellules de sa microstructure sont de grande taille, facilitant ainsi la pénétration de la matrice dans les pores et les cellules ouvertes. Cependant, du fait de l'utilisation d'une résine très fluide avec un procédé de mise en œuvre par voie humide, une âme dense présentant des cellules de petite taille permet de limiter l'absorption d'une trop grande quantité de résine. Cela aurait pour conséquence non seulement l'alourdissement de l'âme, mais aussi le manque de résine en quantité suffisante à l'interface pour permettre une liaison satisfaisante entre les peaux et l'âme.

Afin de valider les essais sur les différents types de spécimens, il a fallu confirmer la répétabilité de chaque essai de traction. Pour commencer, le comportement mécanique de plusieurs éprouvettes en PET, sélectionnées pour chaque configuration sandwich, est illustré sur la Figure III-135, sous forme de courbes charge - variation de l'épaisseur (allongement).

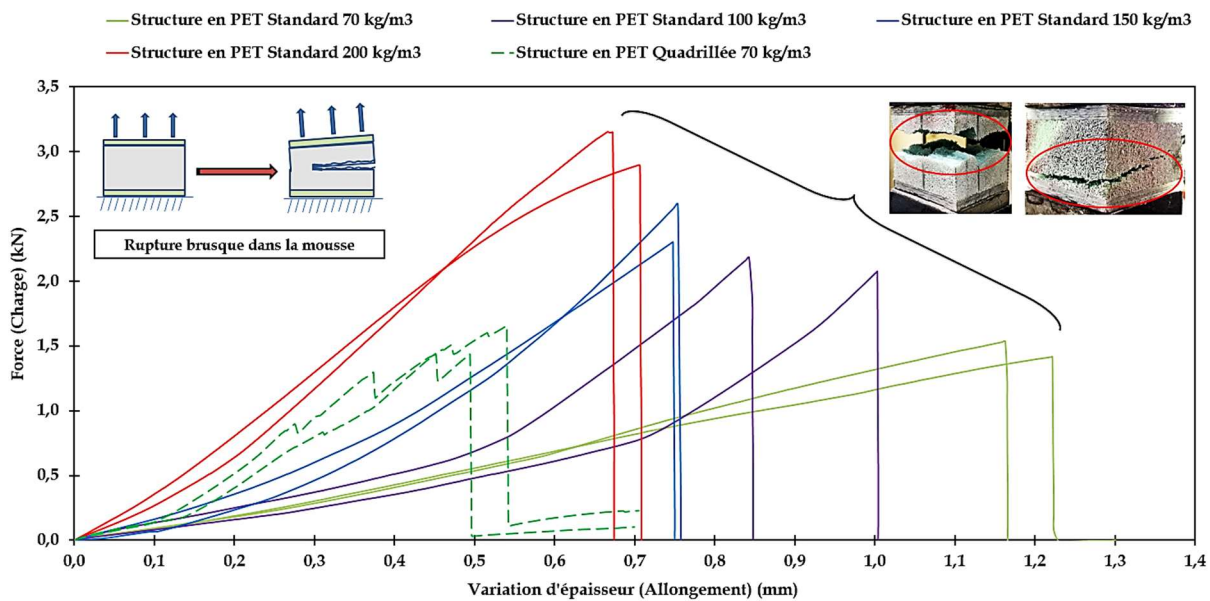


Figure III-135 : Comparaison du comportement en traction perpendiculaire des structures en mousses PET quadrillée et standard.

Puisque toutes les structures comportent des âmes en mousse PET avec différentes masses volumiques, une comparaison est menée entre elles dans le but de comprendre l'effet de la densité de l'âme sur le comportement global du sandwich et de l'interface entre âme/peau. En effet, on constate que lorsque la densité de l'âme sandwich augmente de 70 à 200 kg/m<sup>3</sup>, la charge maximale atteinte sur l'échantillon augmente de 50%, qui représente également la résistance à la traction de chaque type de mousse. En outre, le début de toutes les courbes est quasiment similaire dans la partie initiale linéaire, à cause de l'alignement du dispositif d'essai qui représente en gros un pré-chargement du spécimen. Aussi, il faut rappeler que toutes les éprouvettes ont une légère courbure dès le début puisqu'elles ont été fabriquées par enroulement filamentaire. Pour l'ensemble des éprouvettes, la rupture a été instantanée avec quelques fluctuations qui sont remarquées dans le comportement des structures à âme quadrillée à cause de la décohésion des liaisons entre le matériau et la résine présente avec un taux relativement important dans les vides.

La légère dispersion des données, remarquée en particulier en termes de rigidité, peut être due en partie à la non-homogénéité géométrique des spécimens. Ces variations s'expliquent par le prélèvement local d'échantillons de petite taille dans des panneaux sandwich de grandes dimensions. Elles peuvent expliquer la dispersion des charges de rupture mesurées au sein de chaque catégorie. D'autre part, l'influence de la masse volumique de l'âme est clairement visible sur les résultats synthétisés en Figure III-135. Dans le même cadre, et d'après la Figure III-136, on remarque que le comportement des structures en nid d'abeille (Figure III-136-a) est moins catastrophique que celles avec des mousses en PET plus rigides, avec une légère différence de charge maximale constatée à + 10 % si on les compare avec les structures PET standard à 70 kg/m<sup>3</sup>. Le module de traction relatif varie peu entre les deux seules éprouvettes validées lors de l'essai, comme illustré sur la Figure III-136-c. Pour la structure à âme en mousse PU 3D (Figure III-136-b), une seule éprouvette a été validée sur

les cinq essayées. Ceci est dû probablement à un défaut d'adhésion entre les surfaces extérieures de cette âme et les peaux en composite lors de la fabrication. De plus, il est clair que le comportement de ce type d'échantillon en traction n'est pas satisfaisant pour notre cas d'étude.

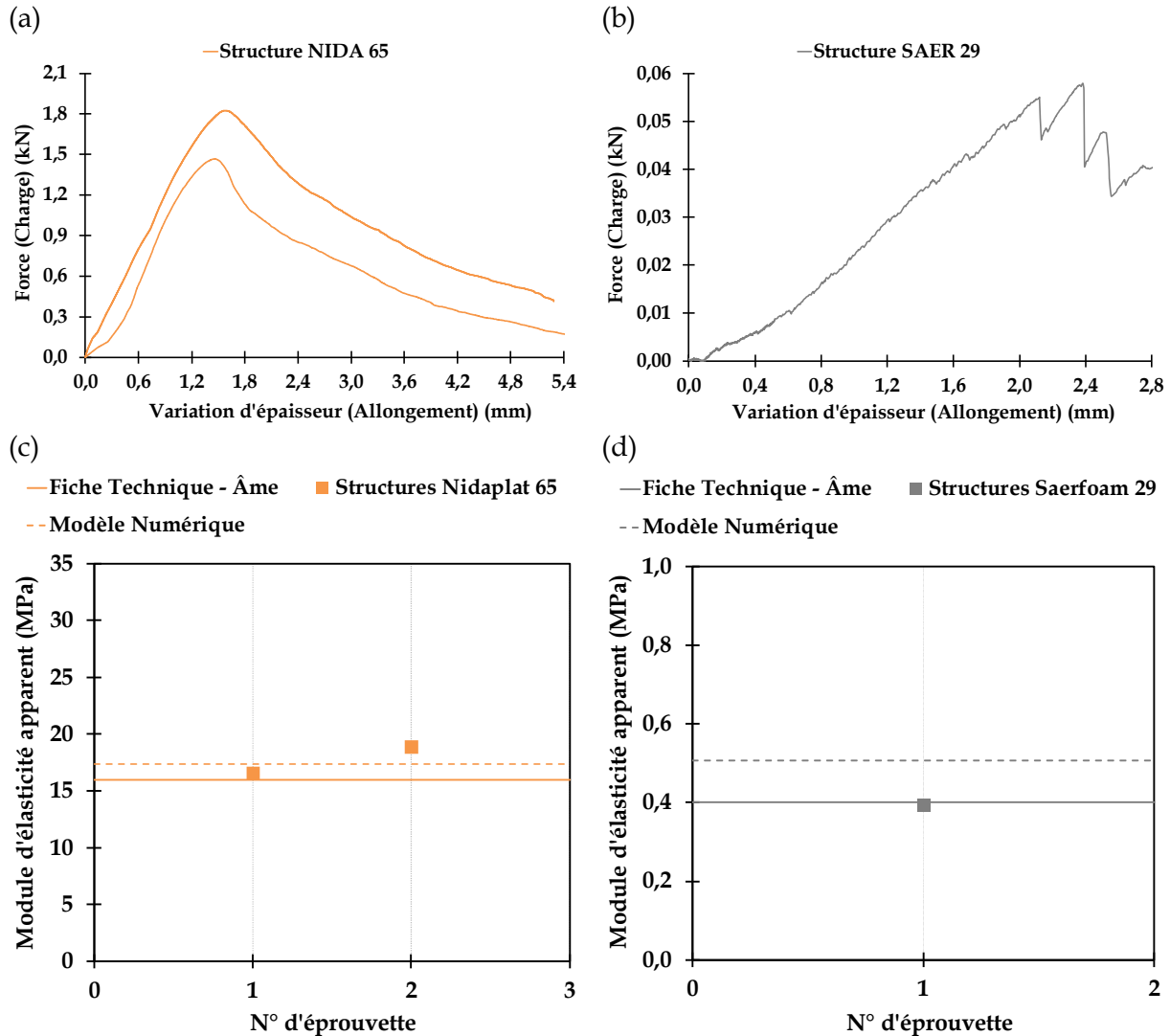


Figure III-136 : Comportement des structures en nid d'abeille PP (a) et en mousse 3D PU (b) en traction perpendiculaire avec les modules correspondants (c-d).

Pour conclure, cette méthode d'essai de traction perpendiculaire a été utilisée essentiellement pour calculer la résistance à la traction et le module de l'âme sandwich, qui se situent parmi les propriétés mécaniques fondamentales des composites sandwich. Aussi, et afin de juger de la qualité de l'interface peau/âme, les contraintes à la rupture obtenues précédemment ont été comparées à des résultats de la littérature obtenus par des essais de traction perpendiculaires sur diverses configurations de sandwich. Le Tableau III-18 synthétise les différents éléments de comparaison, notamment le type de peau composite, la valeur de la masse volumique de l'âme ( $\rho_a$ ) ainsi que la résistance de l'interface mesurée  $\sigma_i$ .

La Figure III-137 présente une comparaison de ces différents résultats en normalisant la contrainte à la rupture  $\sigma_i$  par la masse volumique de l'âme  $\rho_a$ . La résistance de l'interface peau/âme des sandwich étudiés apparaît alors comparable à celles de structures à peaux GFRP ou CFRP et à âme en mousse de densité comparable.

Grandeur	Type de peau	Type d'âme	$\rho_a$ (kg/m <sup>3</sup> )	$\sigma_i$ (MPa)	Source
A	Prepreg Carbone	Nida Alu modifié	39,5	0,95	(HOU, et al., 2010)
B	Prepreg Carbone	Nida Alu	39,5	0,86	(HOU, et al., 2010)
C	Lin/ Elium	Balsa	150	2,28	(MONTI, 2016)
D	Lin/ Elium	Balsa	250	3,24	(MONTI, 2016)
E	Verre/ Polyester	Mousse PET quadrillée	70	0,77	Figure III-128
F	Verre/ Polyester	Mousse PET standard	70	0,70	Figure III-128
G	Verre/ Polyester	Mousse PET standard	100	1,08	Figure III-128
H	Verre/ Polyester	Mousse PET standard	150	1,28	Figure III-128
I	Verre/ Polyester	Mousse PET standard	200	1,55	Figure III-128
J	Verre/ Polyester	Nida PP	65	0,47	Figure III-128
K	GFRP	Mousse PU	96	0,79	(TUWAIR, et al., 2015)
L	GFRP	Nida PP	110	0,80	(CORREIA, et al., 2012)
M	Carbone/ Epoxy	Mousse PU	160	1,04	(SOK, 2012)
N	Verre/ Polyester	Mousse PU	29	0,04	Figure III-128

Tableau III-18 : Résistances à l'interface  $\sigma_i$  issues de la littérature pour quelques sandwich.

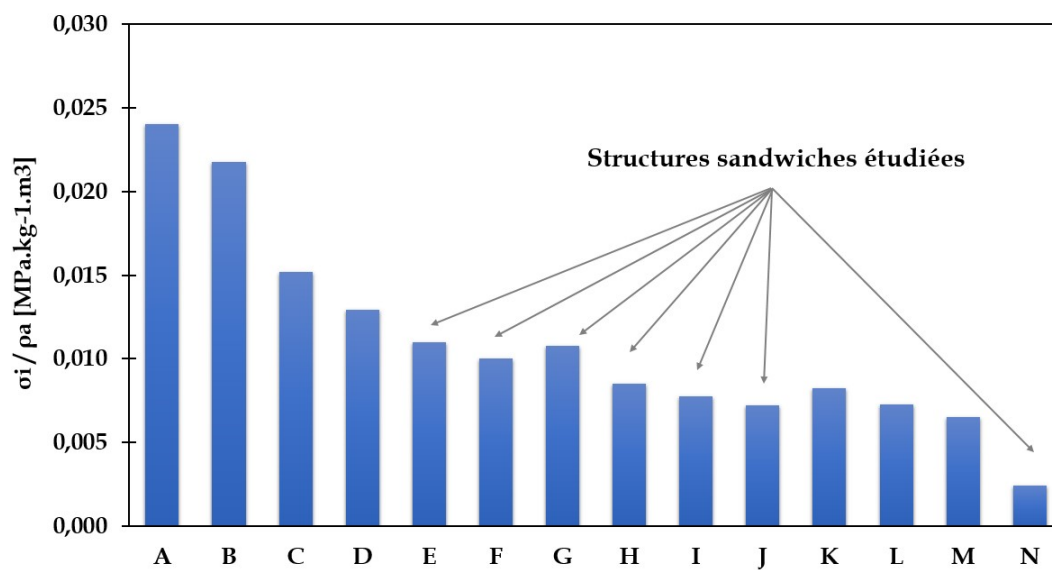


Figure III-137 : Comparaison des résistances à l'interface  $\sigma_i$  de différents matériaux sandwich issues de la littérature normalisée par la masse volumique de l'âme  $\rho_a$ .

## Chapitre V. Caractérisation quasi-statique en compression perpendiculaire

La résistance à la compression perpendiculaire est une propriété mécanique fondamentale pour les matériaux d'âme introduits dans les conceptions actuelles. En utilisant des matériaux courbés, ce projet couvre des structures d'âmes cellulaires avec différentes géométries et différents matériaux. Étant donné que le matériau d'âme est la partie la plus faible du composite sandwich, des études expérimentales sont réalisées dans ce chapitre pour déterminer les propriétés mécaniques fondamentales de ce constituant en compression transverse, en analysant en parallèle l'effet de la variation de la masse volumique de l'âme sur les propriétés globales de la structure.

Comme première étape, il était primordial de déterminer la résistance et le module en compression des âmes étudiées qui sont présentées dans le Tableau III-7. Chaque structure sandwich est soumise à une force de compression normale au plan des peaux car elle est placée dans une construction en sandwich structural. De plus, la précision des données expérimentales a été évaluée par la modélisation des échantillons dans le logiciel ABAQUS à la fin de cette étude. De ce fait, plusieurs investigations plus approfondies aux niveaux expérimental et numérique sont menées sur l'effet de la présence de la résine lors de l'enroulement filamentaire concernant les matériaux candidats et plus spécifiquement le sandwich à âme quadrillée en PET (ARMACELL, 2017).

### V.1 Analyse des résultats

#### V.1.1 Protocole expérimental

Conformément à la norme (ASTM C365, 2003), chaque type de matériau sandwich est découpé en 5 éprouvettes suivant les dimensions préconisées pour les tester par la suite sur la même machine d'essai utilisée en traction perpendiculaire. Comme illustré sur la Figure III-138, ces éprouvettes en forme de parallélépipède rectangle sont soumises à une compression répartie sur les peaux constituantes :

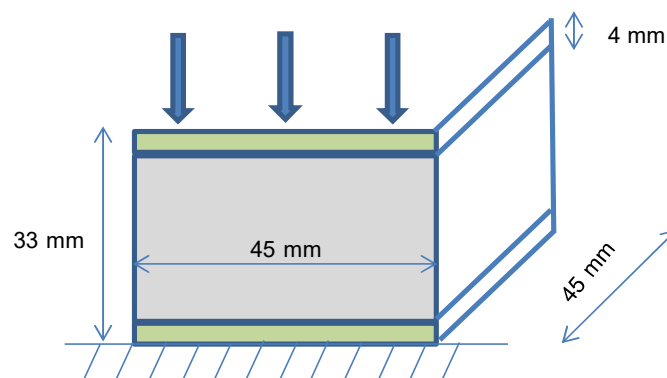


Figure III-138 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en compression perpendiculaire.

Vu les épaisseurs des échantillons, la force appliquée a été réglée de façon à rester dans le domaine élastique. Il faut savoir que la compression concerne surtout l'âme constituante, ce qui ne génère pas d'efforts importants. De même, des vitesses très faibles de l'ordre de 0,5 mm/min sont utilisées pour mieux contrôler l'essai standardisé. Le dispositif d'essai, présenté sur la Figure III-139, a été conçu spécialement pour cette étude en respectant les normes standards.

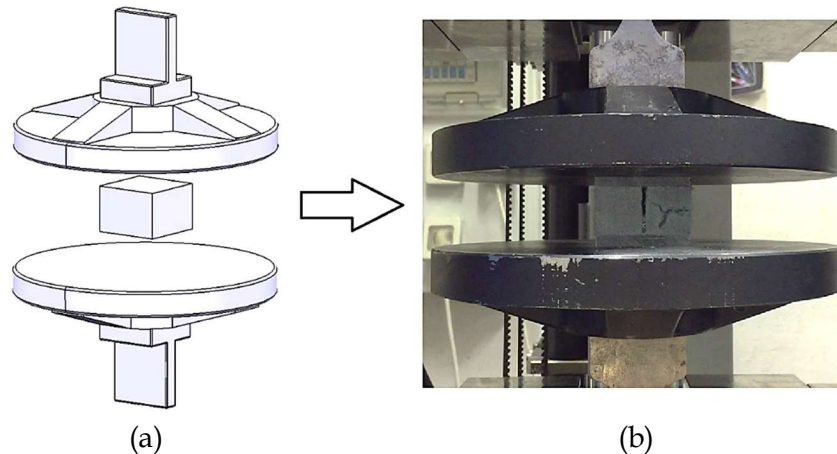


Figure III-139 : Compression perpendiculaire sur les sandwich : (a) conception d'un dispositif d'essai et (b) vue de face du montage de l'éprouvette durant l'essai.

Pour plus d'information sur le montage, les plans sont décrits dans le Chapitre 9 de la partie Annexe. Le support inférieur est immobile car serré dans le mors fixe tandis que le support supérieur, relié à la traverse mobile, assure la compression. La charge appliquée en fonction du déplacement est enregistrée en utilisant le logiciel de la machine d'essai. Les sept types de spécimens sandwich ont été testés. Comme préconisé par la norme (ASTM C365, 2003), la contrainte maximale supportée par chaque éprouvette doit être calculée pour une déformation inférieure ou égale à 10 %. Si cette valeur maximale de contrainte est obtenue pour une déformation inférieure à 10 %, elle est comptée comme résistance à la compression (ou contrainte critique en compression). Sinon, on prend en considération la contrainte maximale correspondante à une déformation égale à 10 %. Cette méthode d'essai a permis d'obtenir aussi le module en compression perpendiculaire pour la conception de structures sandwich.

### V.1.2 Étude des résultats expérimentaux

Les essais de compression ont été menés jusqu'à ce que la courbe force-déplacement indique une structure totalement effondrée suggérant une rigidité significativement réduite. Dans ce cas, la densité de l'âme doit être considérée comme une propriété physique fondamentale qui peut être utilisée avec d'autres propriétés structurelles afin de caractériser les matériaux étudiés. En effet la plupart des propriétés de l'âme sandwich, telles que la résistance et la rigidité, sont proportionnelles à sa masse volumique. Il s'avère donc que le choix relatif de la bonne densité dans notre application est essentiel surtout pour les propriétés de conception et les spécifications du matériau final qui répond aux besoins.

Tout d'abord, les courbes contrainte - déformation sont présentées à la Figure III-140 pour les différents matériaux sandwich. Les données concernant les propriétés des matériaux constituants sont disponibles au début de cette partie dans le Tableau III-12. Comme première remarque, la contrainte maximale augmente avec la densité de l'âme constituante. Concernant les sandwich avec des mousses en PET, la structure présente une raideur qui augmente en passant d'une densité de 70 à 200 kg/m<sup>3</sup> (~ 80% de différence). D'autre part, pour une même densité d'âme de 70 Kg/m<sup>3</sup>, et pour différentes configurations illustrées sur la Figure III-141 (mousse quadrillée et mousse standard), la résine ainsi présente dans les vides du quadrillage modifie relativement les propriétés mécaniques globales. Par exemple, la structure avec la mousse quadrillée a une contrainte maximale en compression de plus de 68% par rapport au même matériau sans quadrillage. Cela est confirmé dans le cas de l'âme en nid d'abeille (65 Kg/m<sup>3</sup>) ayant aussi un taux de vide très important à l'intérieur du matériau avec une contrainte maximale de 39% en plus (pour 7% de moins coté densité relative) par rapport au cas de la mousse standard 70 Kg/m<sup>3</sup>.

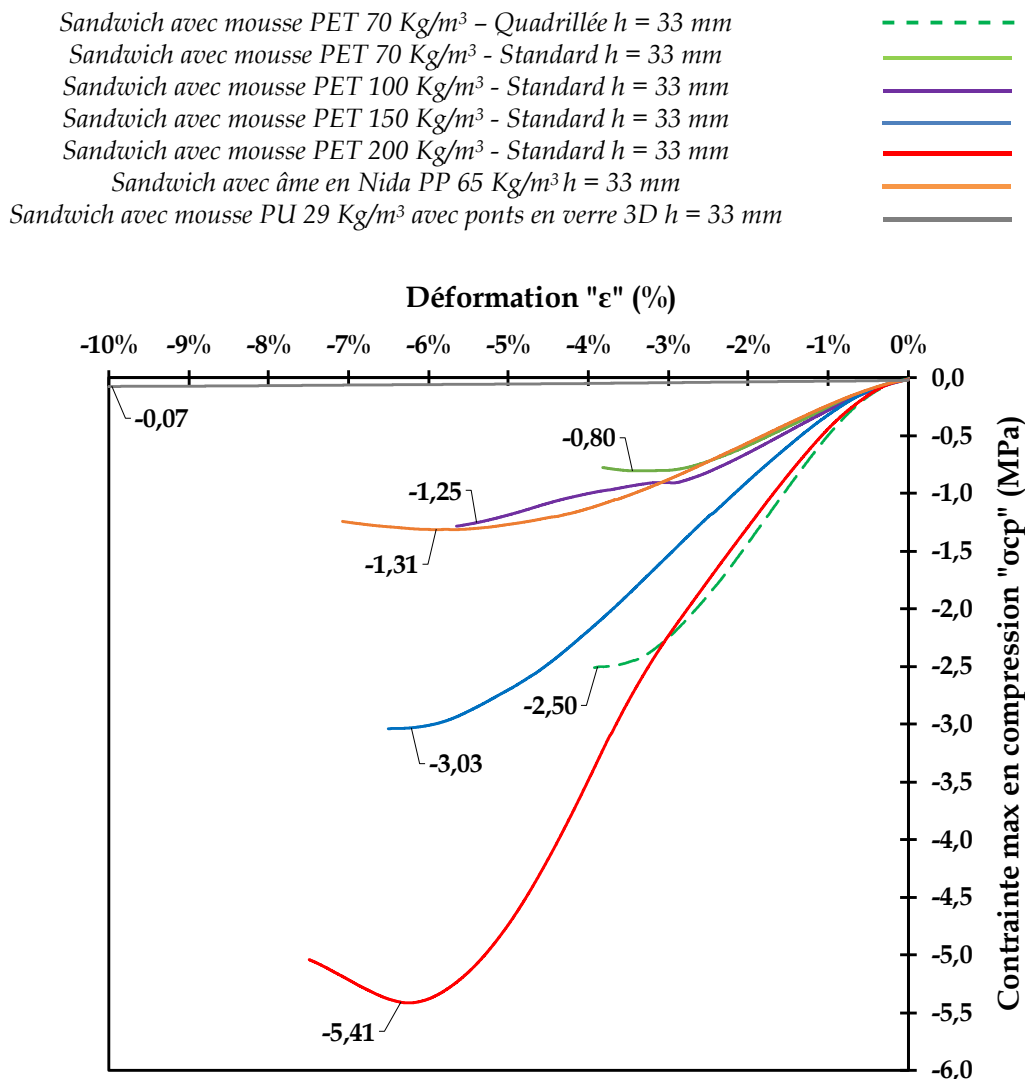


Figure III-140 : Résultats des essais de compression perpendiculaire quasi-statique : courbes contrainte - déformation pour les différents matériaux testés.



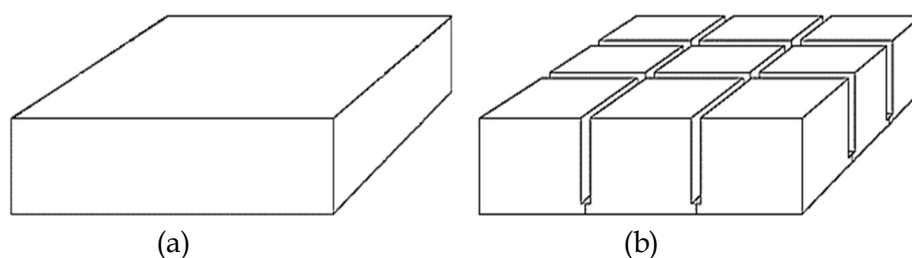


Figure III-141 : Âmes en mousse PET : (a) standard et (b) quadrillée (ARMACELL, 2017).

Le Tableau III-19 montre la valeur moyenne des caractéristiques mécaniques déterminées expérimentalement pour tous les échantillons étudiés en compression perpendiculaire (charge de rupture, déplacement correspondant et raideur élastique qui constitue la pente de la partie linéaire de la courbe force-déplacement). En ce qui concerne le sandwich avec une mousse en PU ( $29 \text{ Kg/m}^3$ ), la structure globale a une très faible résistance en compression relativement aux autres matériaux candidats. Cela approuve que la contribution des peaux durant l'essai soit négligeable et que le choix de l'âme s'avère être déterminant concernant ce type de sollicitation. Dans le cas des âmes en PET ayant la même densité de  $70 \text{ Kg/m}^3$  mais sous différentes configurations quadrillée et standard, la présence de la résine dans les vides de l'âme quadrillée a permis de multiplier par deux la raideur élastique de la structure globale, ce qui confirme les premières constatations sur les courbes illustrées sur la Figure III-140.

	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
Echantillon sandwich avec							
	Âme Quad PET [70]	Âme Standard PET [70]	Âme Standard PET [100]	Âme Standard PET [150]	Âme Standard PET [200]	Âme PP en Nida [65]	Âme PU en 3D [29]
Charge de rupture (N)	5037	1900	2442	6012	10480	2398	581
Déplacement correspondant (mm)	0,88	0,70	0,89	1,71	1,83	1,07	14,40
Raideur élastique (N/mm)	6861	3394	5402	8374	12425	3159	32

Tableau III-19 : Caractéristiques mécaniques obtenues en compression perpendiculaire.

En parallèle, une modélisation par éléments finis de l'essai de compression perpendiculaire est effectuée afin de comparer les résultats expérimentaux et numériques (Figure III-142), en tenant compte des différents paramètres importants que sont la géométrie des éprouvettes et les caractéristiques mécaniques des matériaux associés, fournies par les fiches techniques des différents constituants (présentées ensemble au début de cette partie). Les conditions de chargement dans le modèle numérique sont appliquées linéairement en considérant un contact surfacique entre le support supérieur mobile du dispositif d'essai et la structure à tester.

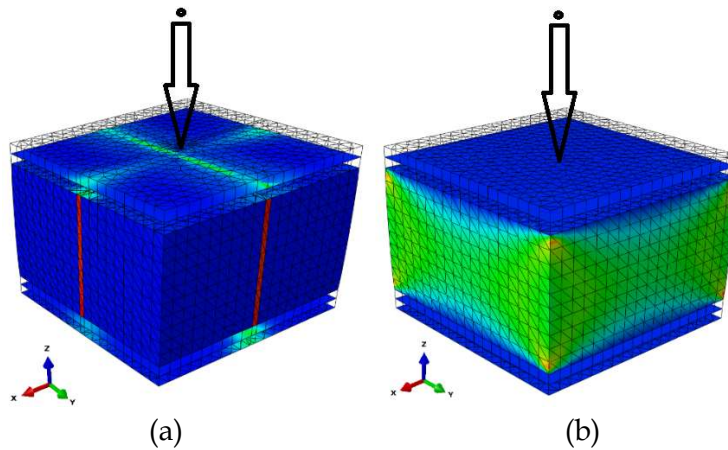


Figure III-142 : Modélisation numérique des éprouvettes sandwich avec mousse en PET 70 :  
(a) modèle quadrillé et (b) modèle standard.

Pour des raisons de simplification du modèle, la structure est assimilée à un corps rigide ayant deux principales parties : l'âme qui est située au milieu (type quadrillé et standard) et les deux peaux minces. De plus, afin de simplifier davantage le modèle, le contact physique entre le support mobile et la structure sandwich est remplacé par un déplacement qui est appliqué à la surface extérieure de la peau supérieure. Concernant la surface inférieure de la structure modélisée, une contrainte d'encastrement lui est attribuée pour représenter au mieux l'essai réel. D'autre part, la taille du maillage a été vérifiée par une étude de convergence. En effet, la variation de ce paramètre peut avoir un effet significatif sur les résultats numériques. Cependant, grâce à l'utilisation d'un déplacement linéaire comme condition aux limites dans le modèle et à la simplicité de la géométrie globale, le temps de calcul est assez court.

Les Figure III-143 et Figure III-144 montrent la variation des valeurs de la contrainte maximale et le module de compression concernant les différentes configurations des structures sandwich, numérotées de 1 à 7 dans le Tableau III-19.

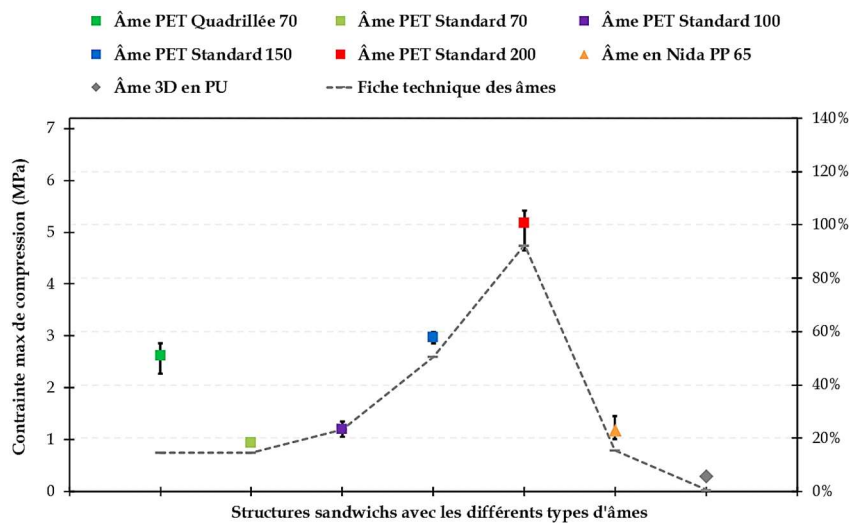


Figure III-143 : Résistance en compression suivant la direction transversale - Rupture finale.

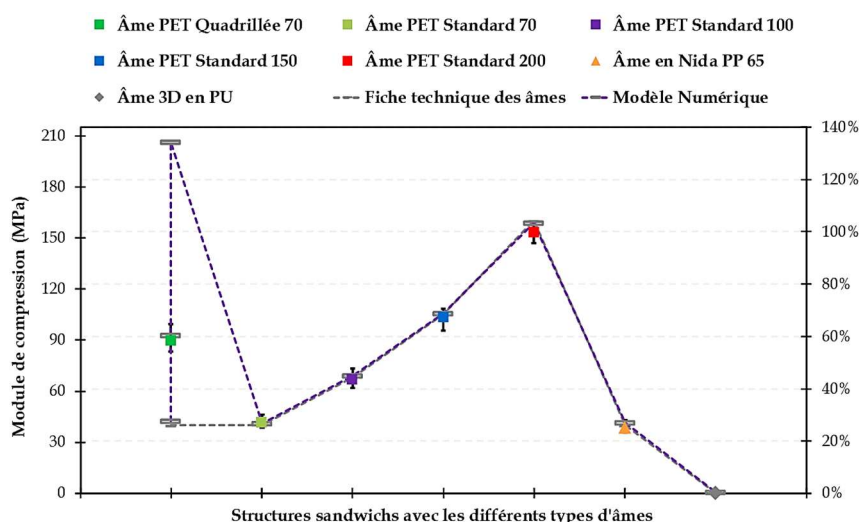


Figure III-144 : Module de compression suivant la direction transversale.

Une différence notable est observée entre les échantillons n°1 et n°2 avoisinant les 64% au niveau des contraintes maximales et 53% au niveau des modules, expliquée surtout par la présence de la résine dans les rainures du matériau quadrillé par rapport à la mousse continue standard. De l'échantillon n°2 à l'échantillon n°5, le type d'âme constituante étant en PET standard avec des densités relatives de 70, 100, 150 et 200 kg/m<sup>3</sup>, une augmentation quasi-linéaire de la contrainte maximale de compression et du module correspondant en fonction de la masse volumique est constatée. Par exemple pour les âmes en PET, le passage de 70 à 200 kg/m<sup>3</sup> provoque une augmentation de ~ 80% concernant la contrainte et le module de compression de chaque structure sandwich testée. Lors des essais, cette variation de densité est prise en compte dans le but de comparer les différents matériaux d'âme envisagés pour l'étude afin de pouvoir choisir le matériau le plus adéquat.

De plus, une comparaison de résultats expérimentaux et numériques est proposée dans la Figure III-144, en se basant sur les valeurs de module de compression pour chaque structure. Pour les sandwich en PET quadrillé (70 kg/m<sup>3</sup>), trois niveaux du taux de résine, supposé présent dans les creux de la structure, sont introduits à 0%, 50% et 100% dans la modélisation. Un premier point constaté est le fait que la structure réelle testée a un niveau de résine dans les vides qui se situe quasiment à 50%. Cette étude sera expliquée davantage dans la section suivante qui traite de l'effet de la présence de la résine dans ce type de matériaux avec les différentes méthodes de prise en compte de l'écoulement de cette résine dans les grilles. Pour tous les autres matériaux, les valeurs expérimentales et numériques du module de compression présentent en bonne corrélation puisqu'il n'y a pas de ponts de résine (ou vides) au sein des âmes qui les constituent, ni prise en compte des effets de la méthode de fabrication par enroulement filamentaire (écoulement de la résine sur l'âme etc). Même dans la Figure III-143, la différence constatée entre les valeurs de contrainte issues de la fiche technique des âmes et celles issues des essais expérimentaux est causée par la présence d'une couche de résine sur la surface supérieure des âmes (formée après l'enroulement des fibres comme le montre la Figure III-145) qui engendre une augmentation relative de la rigidité globale des structures testées.

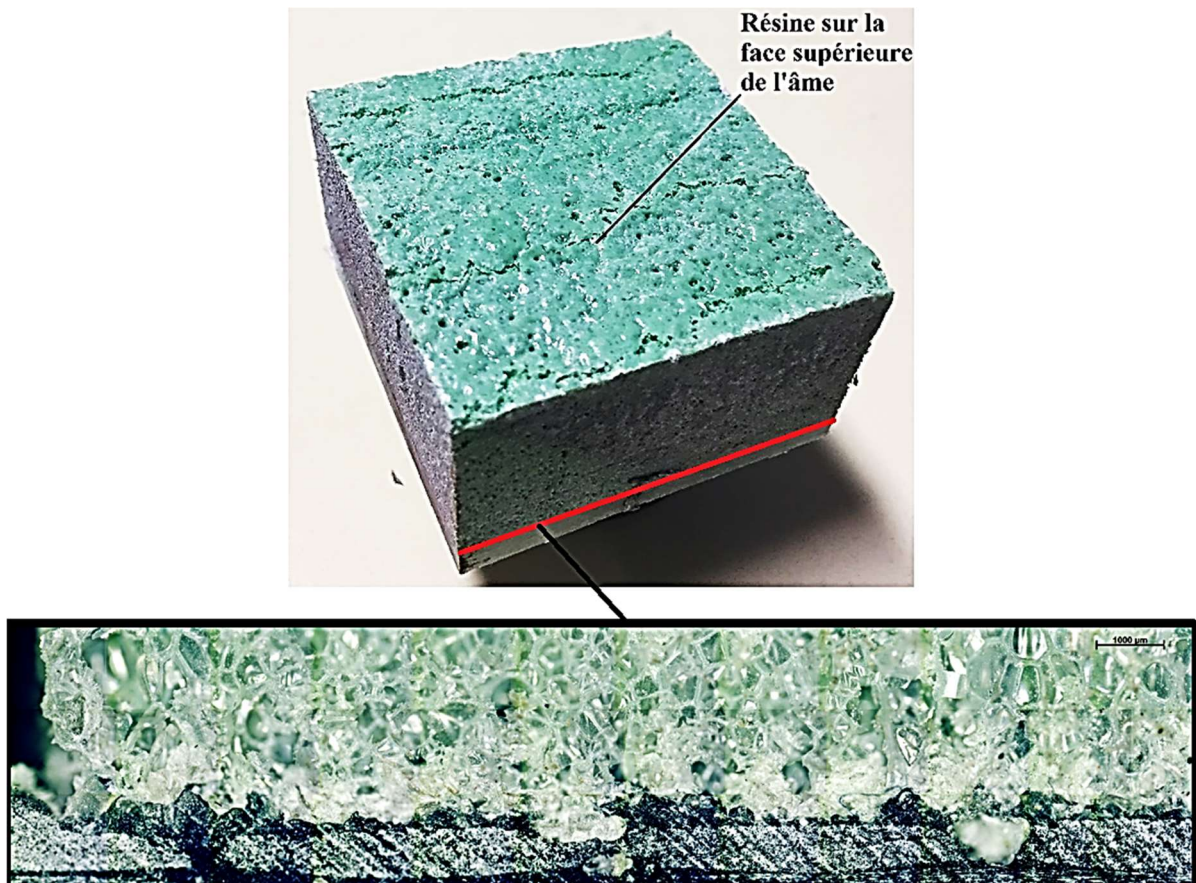


Figure III-145 : Résine présente au niveau de l'interface entre la face supérieure et l'âme.

En effet, l'analyse microscopique illustrée par les deux images sur la Figure III-146 montre bien cette présence de résine même dans les pores du matériau. Elle s'incruste progressivement lors du dépôt des fibres imprégnées par enroulement filamentaire et permet au matériau d'âme de se rigidifier.

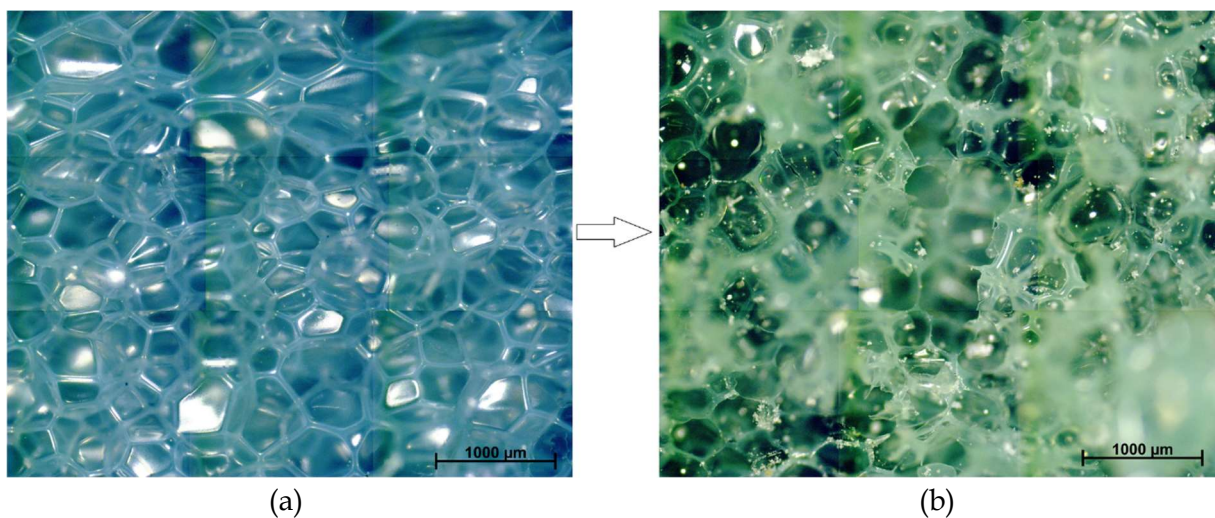
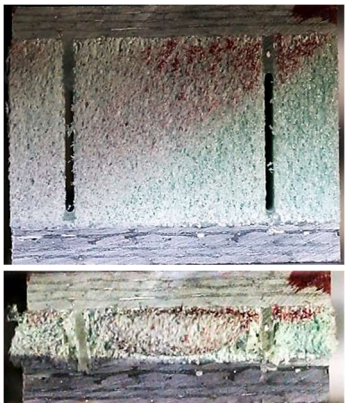
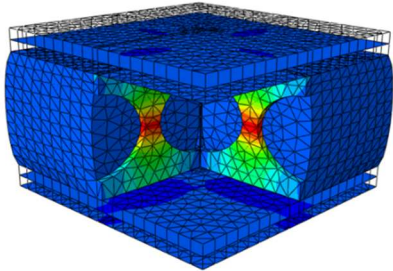
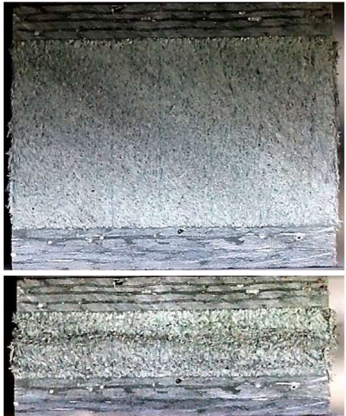
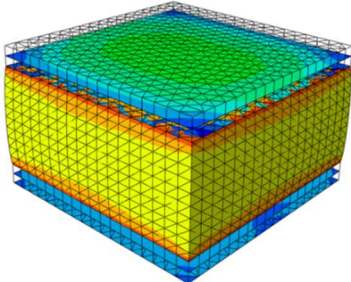
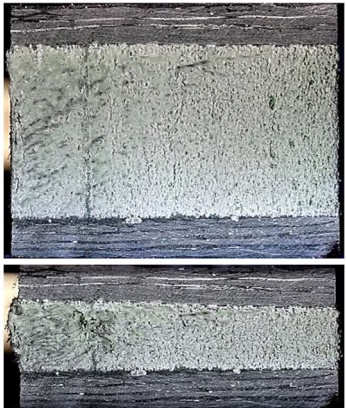
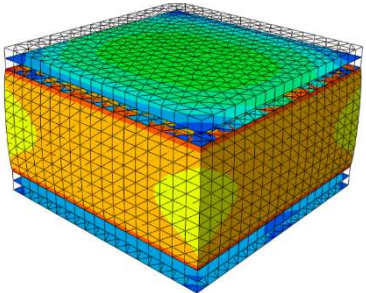


Figure III-146 : Analyse microscopique des âmes : a) observation des parois de la mousse sans résine et b) âme contenant la résine comme en témoigne la couleur verte.

En outre et à titre de comparaison, des structures ayant des âmes en Nida PP (n°6) et en mousse PU (n°7) sont introduites dans l'étude. On remarque bien que leurs densités et éventuellement leurs architectures intérieures ont une influence sur le comportement mécanique en compression pour ces deux structures sandwich (~ 7% pour l'âme 3D en PU et ~ 21% pour l'âme en Nida PP par rapport au maximum de 100% pour l'âme standard en PET 200 kg/m<sup>3</sup>). Cela confirme qu'il faut profiter de la méthode de fabrication des matériaux sandwich par enroulement filamentaire pour optimiser chaque structure en fonction de la nature de l'âme constituante, de ses formes et de sa densité volumique. Afin d'expliquer les différents modes de défaillances, la Figure III-147 montre l'évolution de l'essai de compression perpendiculaire pour tous les types d'éprouvettes sandwich, associés à leur modèle numérique :

Structures Sandwich	Eprouvettes avant / après l'essai de compression	Modèle numérique représentant la contrainte élastique maximale suivant la direction transversale
<p>Âme PET Quadrillée 70 kg/m<sup>3</sup></p>		<p>S, Pressure SNEG, (fraction = -1.0), Layer = 1 (Avg: 75%)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>+6.157e+01</li> <li>+5.573e+01</li> <li>+4.988e+01</li> <li>+4.404e+01</li> <li>+3.820e+01</li> <li>+3.235e+01</li> <li>+2.651e+01</li> <li>+2.067e+01</li> <li>+1.482e+01</li> <li>+8.978e+00</li> <li>+3.135e+00</li> <li>-2.709e+00</li> <li>-8.552e+00</li> </ul> 
<p>Âme PET Standard 70 kg/m<sup>3</sup></p>		<p>S, Pressure SNEG, (fraction = -1.0), Layer = 1 (Avg: 75%)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>+1.090e+00</li> <li>+8.790e-01</li> <li>+6.685e-01</li> <li>+4.580e-01</li> <li>+2.475e-01</li> <li>+3.693e-02</li> <li>-1.736e-01</li> <li>-3.841e-01</li> <li>-5.946e-01</li> <li>-8.052e-01</li> <li>-1.016e+00</li> <li>-1.226e+00</li> <li>-1.437e+00</li> </ul> 
<p>Âme PET Standard 100 kg/m<sup>3</sup></p>		<p>S, Pressure SNEG, (fraction = -1.0), Layer = 1 (Avg: 75%)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>+2.147e+00</li> <li>+1.722e+00</li> <li>+1.296e+00</li> <li>+8.709e-01</li> <li>+4.455e-01</li> <li>+2.011e-02</li> <li>-4.053e-01</li> <li>-8.307e-01</li> <li>-1.256e+00</li> <li>-1.682e+00</li> <li>-2.107e+00</li> <li>-2.532e+00</li> <li>-2.958e+00</li> </ul> 

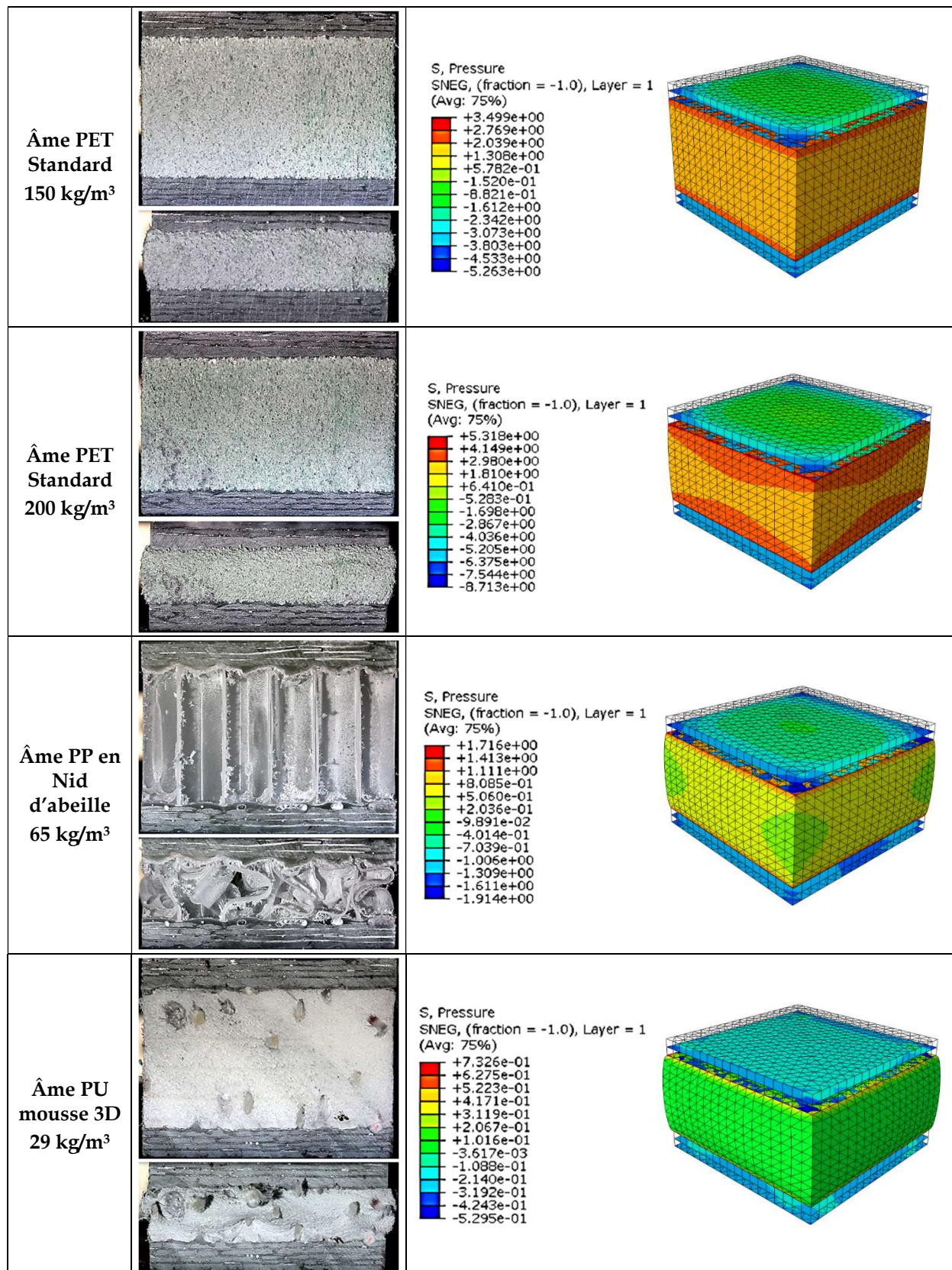


Figure III-147 : Evolution de l'essai de compression perpendiculaire pour tous les sandwich.

Durant le test, le matériau dans la partie centrale du sandwich est susceptible de porter plus de charge, en raison de la concentration de contrainte des deux côtés (peaux supérieure et inférieure). Concernant la première structure à âme PET quadrillée (où le taux de résine est

élevé dans les grilles du matériau), quand la charge de compression est appliquée, les ponts de résine absorbent en premier lieu la totalité de l'énergie par rupture uniforme localisée juste au milieu. Par conséquent, aucune fissure visible n'a été observée dans l'échantillon testé. Dans le cas de structures à mousse standard ayant des densités de 70, 100, 150 et 200 kg/m<sup>3</sup>, qui ont des taux en résine inférieures à celle quadrillée, les contraintes générées des deux côtés de chaque spécimen se concentrent au milieu sous forme de bandes horizontales sur l'âme sandwich. Ces contraintes sont proportionnelles à la densité de l'âme comme il est démontré expérimentalement et numériquement (Figure III-147), ce qui influe directement sur les valeurs de résistance à la compression transversale de toute la structure. La large gamme de valeurs constatée après les essais permet un choix correct de mousse adapté aux exigences de l'application. Néanmoins, on remarque une rupture fortement aléatoire par flambement de parois dans le cas de la structure à âme PP en nid d'abeille. Ceci est dû à l'architecture spécifique de ce matériau d'âme. D'autre part, à cause de ses propriétés mécaniques en compression relativement limitées, la structure à âme en mousse 3D ayant une faible masse volumique est la moins intéressante parmi toutes les structures testées. Ce constat est basé sur son comportement mécanique et par conséquent sa contrainte maximale en compression très basse (~0,07 MPa pour 10% de déformation). Généralement, les mousses à densité élevée ont une taille de cellule plus petite et une épaisseur de paroi cellulaire plus élevée. Par conséquent, les propriétés de compression peuvent aussi être liées à la taille des cellules et à l'épaisseur de la paroi.

Afin de valider les essais sur les différents types de spécimens, il a fallu confirmer la répétabilité de chaque essai de compression. Le comportement mécanique de vingt éprouvettes sélectionnées de chaque configuration sandwich est illustré sur la Figure III-148, sous forme de courbes représentant la charge en fonction de la variation de l'épaisseur. Cela permet de suivre l'écrasement. Puisque toutes les structures comportent des âmes en PET standard mais avec différentes masses volumiques, une comparaison est menée entre elles dans le but de comprendre l'effet de la densité de l'âme sur le comportement global du sandwich. En effet, on constate, sans surprise, que lorsque la densité de l'âme sandwich augmente de 70 à 200 kg/m<sup>3</sup>, la charge maximale atteinte sur l'échantillon augmente de 81 %, qui représente également la résistance à la compression de chaque type de mousse. En outre, le début de toutes les courbes est quasiment similaire dans la partie initiale linéaire, à cause de l'alignement du dispositif d'essai qui représente en gros un pré-chargement du spécimen. Aussi, il faut rappeler que toutes les éprouvettes ont une légère courbure dès le début puisqu'elles ont été fabriquées par enroulement filamentaire. Pour l'ensemble des éprouvettes (de ARMA GR70 à ARMA GR200), un pic de charge est remarqué à la fin de chaque partie linéaire, suivi d'un plateau constant en fonction de l'écrasement de l'âme et légèrement inférieur à ce pic. Ceci s'explique par l'effet de confinement dû aux peaux et à leur interaction avec la mousse synthétique, et à l'effondrement brusque d'une première couche dans l'âme qui tend à se propager vers les autres couches dans la mousse le long de l'essai (Figure III-149). Cet effondrement est lié aussi au flambement local des parois cellulaires dans l'âme qui mène à la densification des différentes couches.

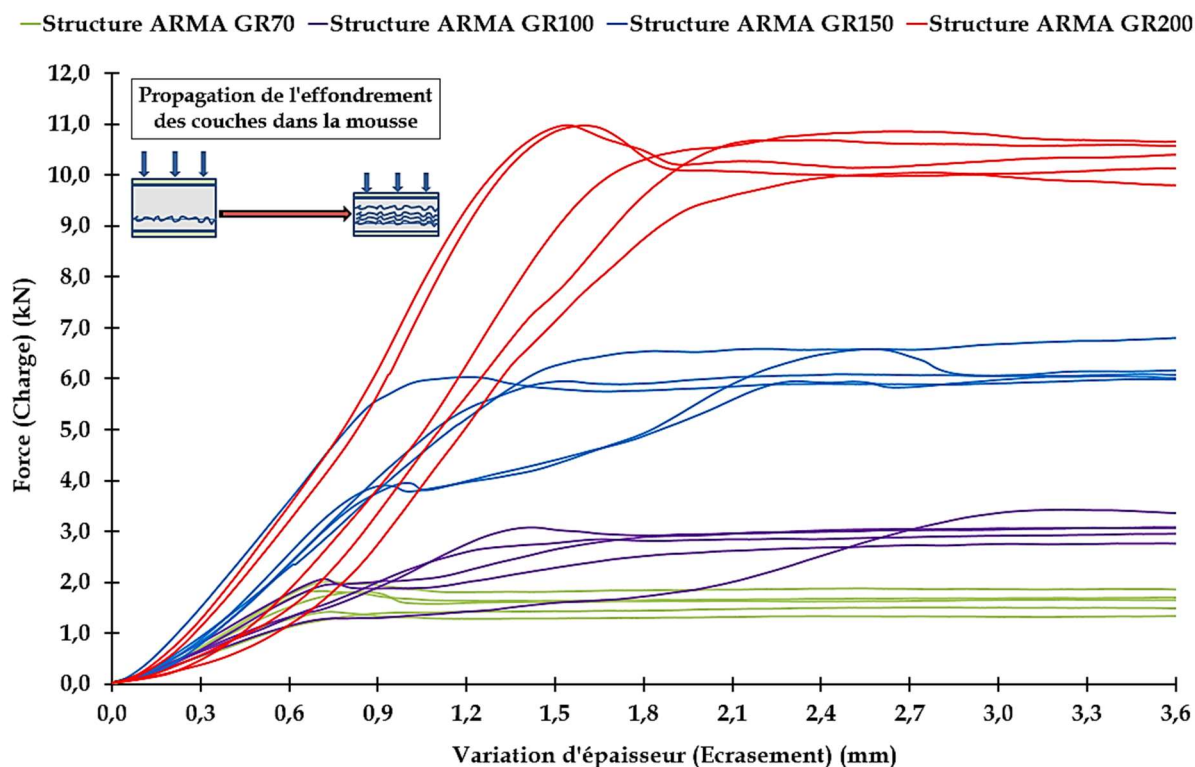


Figure III-148 : Comparaison du comportement des structures en PET standard ayant différentes densités.

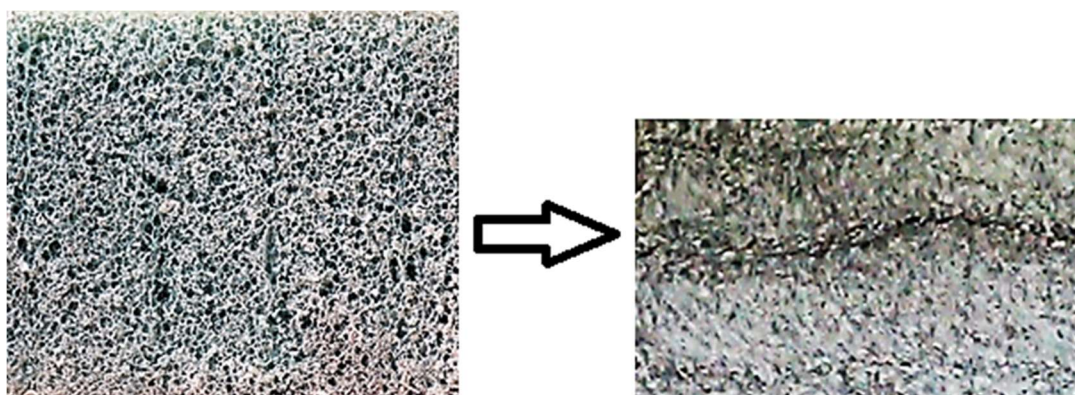


Figure III-149 : Propagation de l'effondrement des couches dans la mousse.

D'autre part, la légère dispersion des données, remarquée en particulier en termes de rigidité, est due à la non-homogénéité géométrique des spécimens (Figure III-148). En effet, ces spécimens ont été coupés à partir de différentes zones d'un même panneau qui possèdent des densités différentes en raison de la technologie de production qu'on peut qualifier d'imparfaite.

En comparant toutes les éprouvettes testées sur un même graphique (Figure III-150), on remarque aussi que les valeurs expérimentales du module de compression pour chaque type d'échantillon présentent en bonne corrélation, en les comparant également avec les valeurs déterminées numériquement.



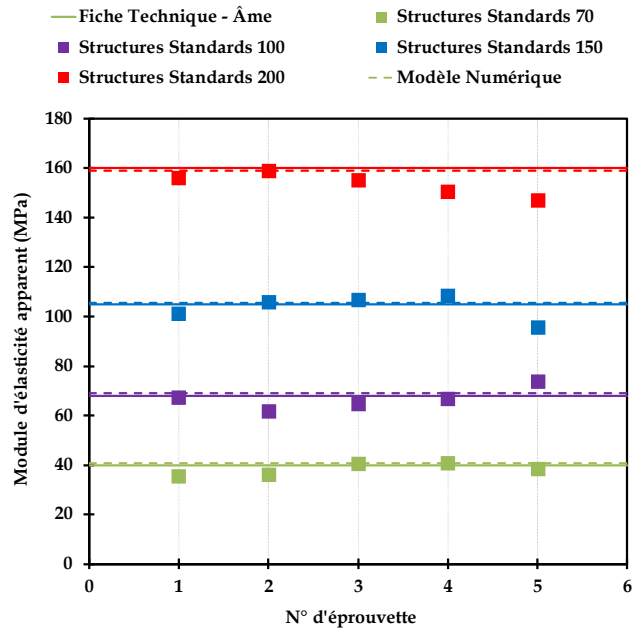


Figure III-150 : Modules de compression pour toutes les structures en mousse PET standard. Maintenant, ces structures en mousse PET standard sont comparées à celles ayant une mousse PET quadrillée, pour une même masse volumique relative de 70 Kg/m<sup>3</sup> concernant les âmes constituantes. Leur comportement en compression perpendiculaire est illustré sur la Figure III-151. Tout d'abord, il est clair que la rigidité en compression transversale de l'ensemble de structures quadrillées est plus importante que celle liée à la structure standard sans grilles à l'intérieur du matériau. Donc la résine, qui est sous forme de ponts (Figure III-151), joue un rôle très important au sein du matériau quadrillé. Il faut souligner néanmoins la forte dispersion entre les courbes charge - écrasement de ce type de spécimens. Ceci est lié directement à la façon dont la résine s'écoule dans les vides du matériau lors de leur fabrication, et au pourcentage présent dans chaque spécimen pris aléatoirement de la structure globale sandwich au moment de la découpe des éprouvettes.

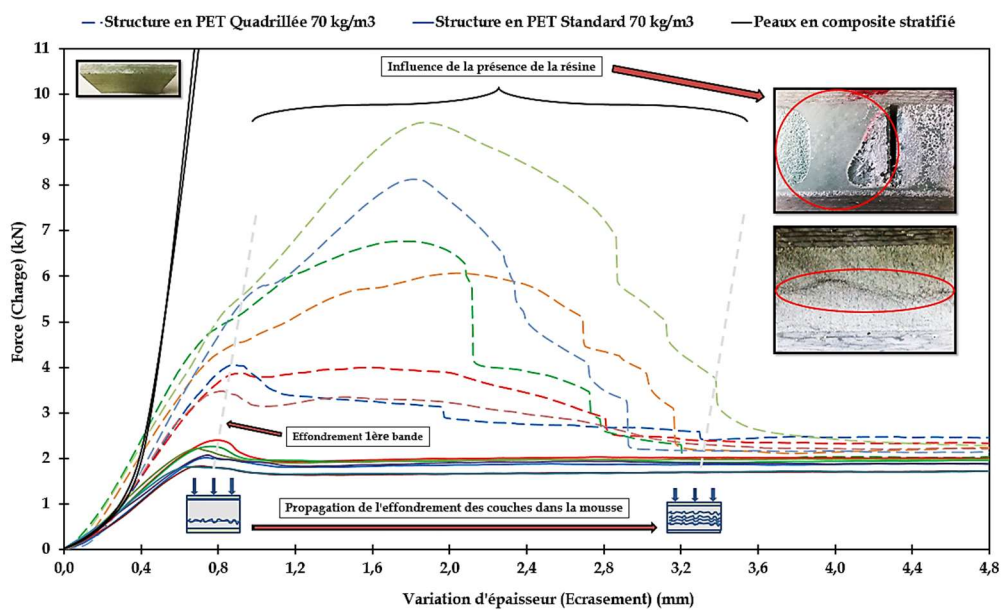


Figure III-151 : Comparaison du comportement en compression perpendiculaire des structures en mousses PET quadrillée et standard.

Egalement, d'après la Figure III-152, il est visible que le comportement des structures en nid d'abeille (à gauche) ressemble à celui des structures ayant des âmes en PET standard, avec une différence de charge maximale constatée à + 38 % si on les compare avec les structures PET standard à 70 kg/m<sup>3</sup>, et + 4 % si on les compare avec les structures PET standard 100 kg/m<sup>3</sup>. Le module de compression relatif varie peu d'une éprouvette à une autre comme illustré sur la Figure III-153. Donc ce type de structure s'avère être plus intéressante pour quasiment une même masse volumique de l'âme constituante. Pour la structure à âme en mousse PU 3D (à droite), il est clair que le comportement en compression n'est pas satisfaisant pour notre cas d'étude. En effet, les valeurs relatives aux contraintes maximales en compression ainsi qu'aux modules correspondants pour ce type d'âme sont très bas (~ 4% par rapport aux valeurs maximales de 100% liées à la structure en PET standard 200) et confirment ainsi pourquoi cette solution matériau n'a pas été retenue.

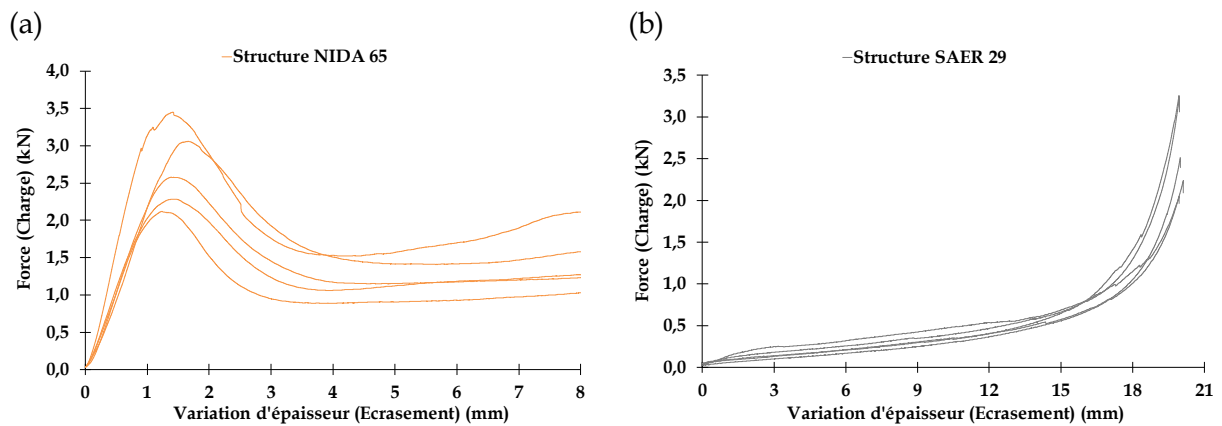


Figure III-152 : Comportement des structures en nid d'abeille PP (a) et en mousse 3D PU (b) en compression perpendiculaire.

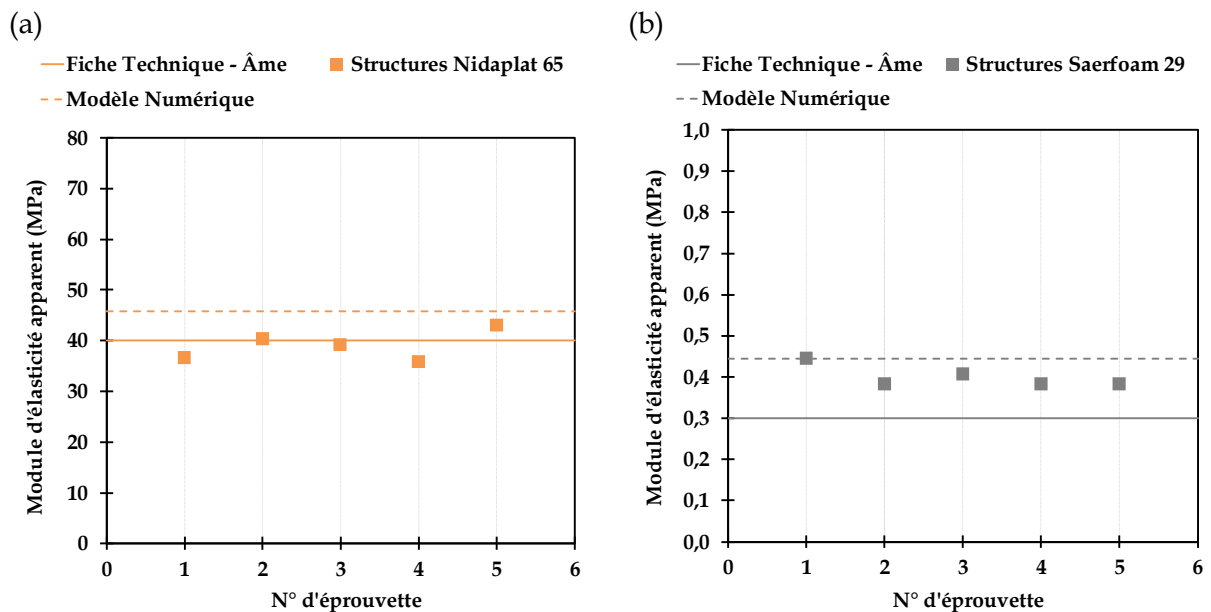


Figure III-153 : Modules de compression pour toutes les structures en PP Nida (a) et en mousse 3D PU (b).

Pour conclure, cette méthode d'essai de compression perpendiculaire a permis d'analyser la résistance à la compression et le module de l'âme sandwich, qui se situent parmi les propriétés mécaniques fondamentales des composites sandwich. On a observé que de grandes quantités de débris de résine sont générées lors de la rupture par compression dans l'âme en mousse PET quadrillée, alors que la rupture de traction ne montre qu'une petite quantité de morceaux cassés sur la surface de rupture. Cette constatation a donné l'idée d'enrichir l'étude en s'intéressant essentiellement à l'effet de la présence de la résine dans ce type de matériau fabriqué par enroulement filamentaire.

## V.2 Effet de la présence de la résine lors de l'enroulement

L'effet de la présence de la résine au sein des structures sandwich à âmes en PET quadrillées, fabriquées industriellement par enroulement filamentaire, a été examiné d'un point de vue expérimental et numérique afin d'évaluer les performances de ce type de matériau vis-à-vis de l'absorption de la résine à l'intérieur des grilles caractéristiques de la structure de mousse.

### V.2.1 Evaluation expérimentale

Tout d'abord, des tests élémentaires ont été réalisés sur le matériau de mousse PET 70 kg/m<sup>3</sup>, et sont illustrés sur les figures ci-dessous. En (a) une comparaison est menée en compression, sur des cubes élémentaires découpés des deux types d'âme. D'après les résultats, on remarque une légère différence de 1% entre les pentes des courbes, ce qui confirme que le matériau utilisé par le fournisseur est le même dans les deux cas. En (b) nous avons comparé des spécimens en ajoutant manuellement une certaine quantité de résine polyester sur un volume d'âme quadrillé et non quadrillé. Après un certain temps de polymérisation pour la résine, les échantillons sont soumis à la compression perpendiculaire. La pente des courbes montre ainsi l'importance de la présence de résine dans les vides (+24% de raideur), même si cette dernière est distribuée aléatoirement sur l'éprouvette quadrillée et dans ses rainures.

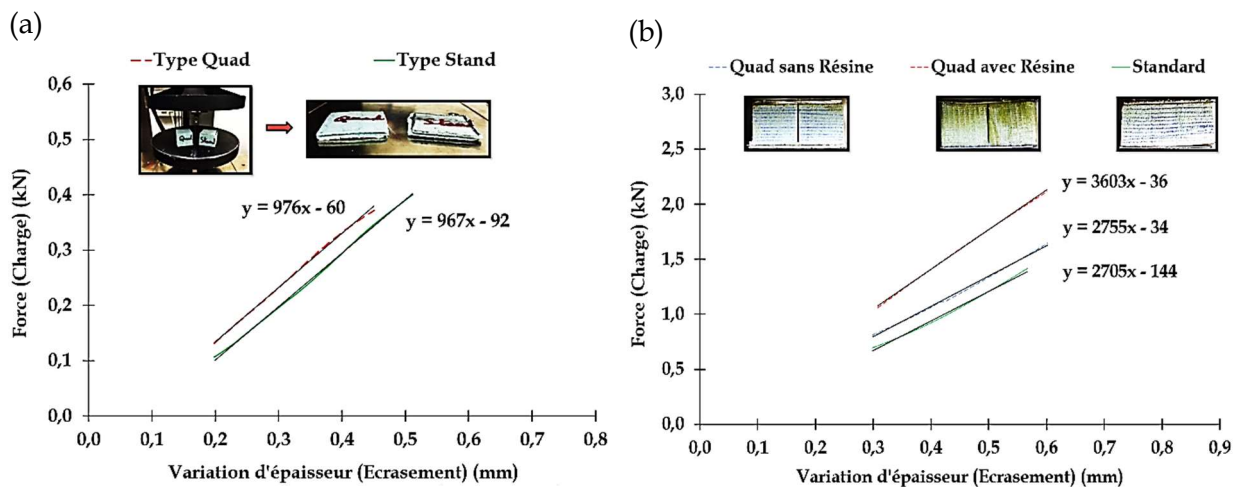


Figure III-154 : Tests élémentaires sur les mousses PET 70.

La Figure III-155 illustre le comportement des structures avec mousse PET quadrillée en compression perpendiculaire. Les sept spécimens testés sont numérotés de 1 à 7 en fonction de la valeur de la force maximale correspondante. Ils présentent tous un comportement élastique quasi-similaire (partie initiale étant linéaire jusqu'à un niveau de variation d'épaisseur de 0,8 mm). A partir de ce point, le comportement de chaque éprouvette devient aléatoire et rentre dans le domaine non-linéaire. C'est pour cela que le taux de résine présent dans les rainures est déterminant. La Figure III-156 montre en effet la différence entre deux âmes en PET, une non remplie par la résine (brute) et l'autre remplie après la fabrication par enroulement. Il faut noter que le taux de résine présent est vraiment aléatoire et pas contrôlable lors de l'enroulement.

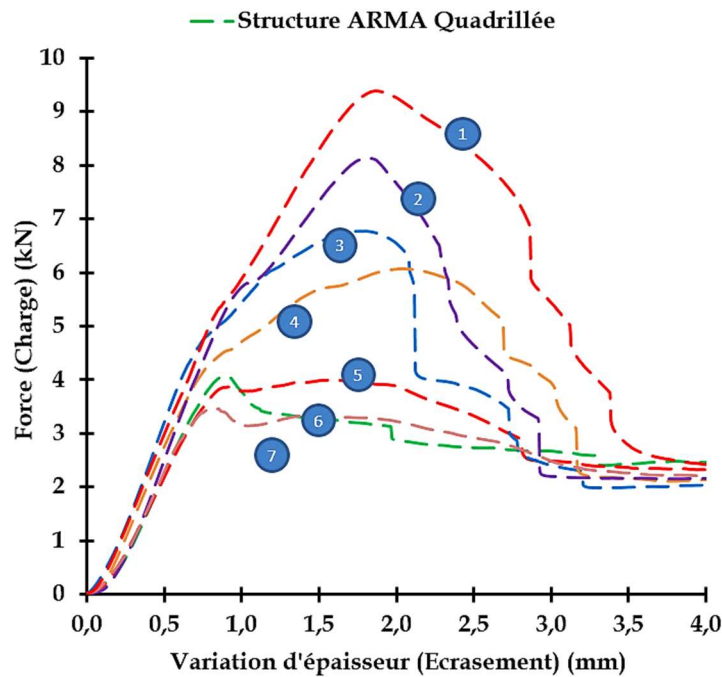


Figure III-155 : Comportement des structures avec mousse PET quadrillée en compression perpendiculaire.

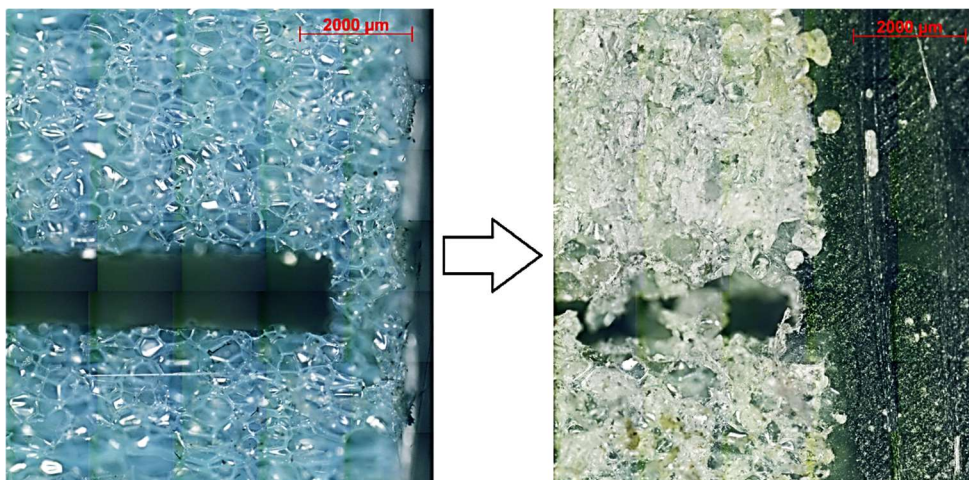


Figure III-156 : Présence de résine dans l'âme avant et après la fabrication du sandwich.

Dans le même cadre, une étude macroscopique est menée sur le volume relatif de la résine présente dans les vides de différentes éprouvettes testées (Tableau III-20), en se basant sur les dimensions d'un cube isolé de chaque structure réelle (Figure III-157). Trois faces sont photographiées aléatoirement dans chaque spécimen pour montrer la quantité surfacique et par la suite volumique de la résine présente sur ces faces. Par ailleurs, et comme hypothèse, la moyenne arithmétique des volumes de résine pour chaque exemple est calculée.


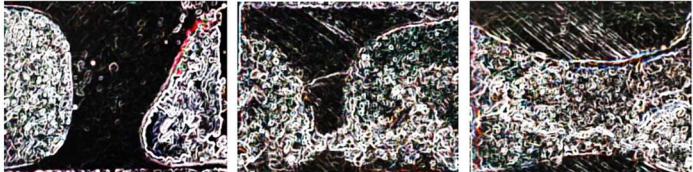
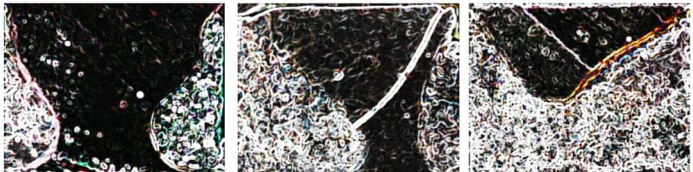



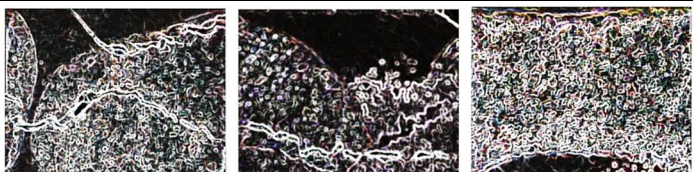
Volume de la résine par rapport aux dimensions du vide	Volume total : 900 mm <sup>3</sup>	Taux : 100 %
	419 mm <sup>3</sup> →	46,6 %
	454 mm <sup>3</sup> →	50,4 %
	488 mm <sup>3</sup> →	54,4 %
	382 mm <sup>3</sup> →	42,4 %
	322 mm <sup>3</sup> →	35,8 %
	359 mm <sup>3</sup> →	39,9 %
	340 mm <sup>3</sup> →	37,8 %

Tableau III-20 : Volume relatif de la résine dans les vides des différentes éprouvettes testées.

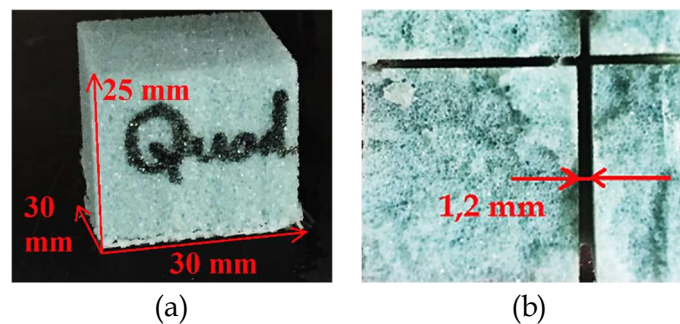


Figure III-157 : Dimensions relatives à un cube isolé (a) avec l'espace du vide entre les cubes (b) d'une structure en PET quadrillée.

Afin de calculer les taux de résine avec plus de précision, chaque capture illustrée dans ce tableau est traitée avec le logiciel « ImageJ ». Cet outil numérique facilite l'analyse d'image et rend possible la distinction entre la résine et le vide, en jouant sur les paramètres de contraste et d'intensité lumineuse de chaque image. A titre d'exemple, on peut délimiter manuellement les espaces les plus noirs dans une image donnée, avec la meilleure précision possible, et en déduire la valeur de la surface relative en considérant la surface totale de l'échantillon. En se basant sur ce principe, les valeurs moyennes correspondantes aux différents volumes de résine ont pu être calculé, en supposant que le vide entre deux blocs de mousse faisait 1,2 mm d'épaisseur (Figure III-157). En se référant au volume total de résine possible dans une grille donnée (qui doit faire 900 mm<sup>3</sup> et donc 100% de taux de résine), on remarque que les pourcentages constatés approximativement dans les vides se situent entre 35,8 % et 54,4 %. Cette étude est basée sur différents échantillons prélevés aléatoirement dans le panneau sandwich qui est fait par enroulement filamentaire.

Pour résumer : la rigidité globale d'une mousse quadrillée dépend fortement de la présence de résine dans ses rainures et de l'uniformité de sa dispersion dans toute la structure. Ce paramètre essentiel présente des avantages et en même temps des inconvénients. Il peut engendrer des maximums de contraintes localisées dans l'âme, ce qui rend le comportement global des sandwich plus aléatoire et difficile à maîtriser, en plus de l'augmentation de leur masse. Cependant, la présence de résine permet d'augmenter notablement la rigidité globale alors que la densité de l'âme utilisée est relativement faible. En se basant sur cette démarche, la modélisation numérique présentée par la suite va servir à développer et à expertiser ces diverses constatations.

## V.2.2 Modélisation numérique

Pour commencer, il a fallu sélectionner un modèle de base pour la résine, ainsi présente dans les rainures du matériau d'âme en PET 70. Ce modèle est présenté dans la Figure III-158. En effet, il représente un taux de 100 % dans une éprouvette supposée carré comme le préconise la norme (ASTM C365, 2003). Aussi, les propriétés mécaniques des âmes sandwich, de la résine polyester et des fibres de verre utilisées, sont introduites dans les modèles en se basant sur les valeurs illustrées dans les tableaux présents au début de cette partie (fiches techniques).

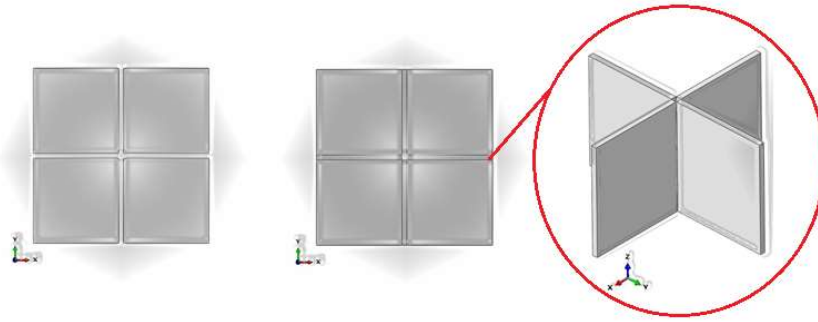


Figure III-158 : Modèles de base illustrant la présence ou pas de la résine dans les vides.

A partir du modèle de base, et en se référant aux résultats expérimentaux décrits dans la section précédente, plusieurs configurations d'écoulement de résine ont été pensées pour représenter au mieux la réalité. La principale propriété mécanique étudiée numériquement est le module de compression transversal, appelé aussi module d'élasticité apparent dans la direction parallèle au plan de l'éprouvette. Ce paramètre constitue une des principales propriétés mécaniques à déterminer dans ce type de sollicitations. La Figure III-159 regroupe différentes configurations évaluées par le modèle numérique, à commencer par le type d'âme standard qui a la plus basse valeur pour le module en compression de 40,9 MPa (a). Ceci paraît logique vu que, pour des raisons de simplification du modèle, le paramètre d'entrée de la résine était absent au sein de cette structure.

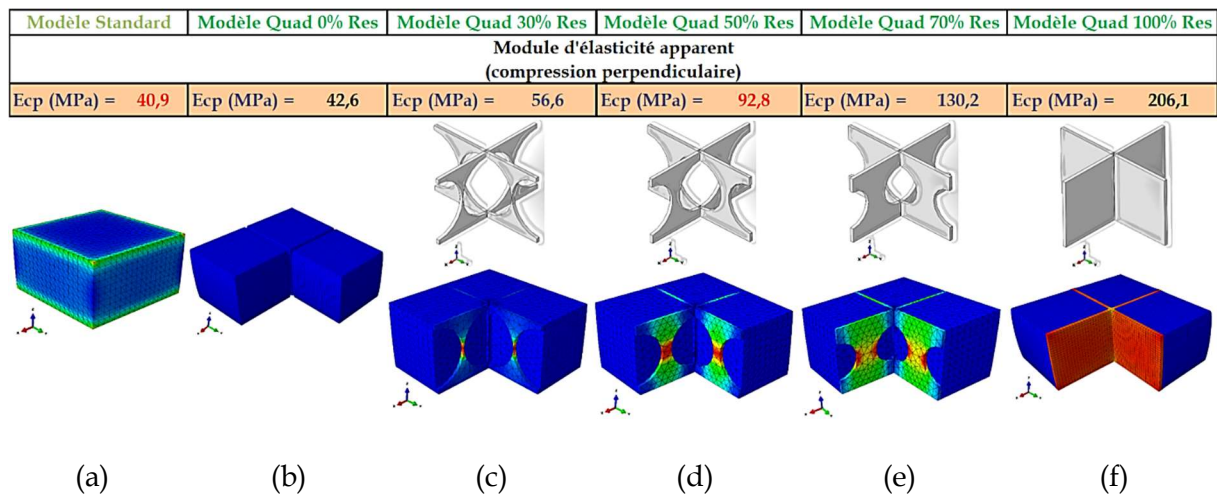


Figure III-159 : Illustration de la forme et taux de résine utilisée dans la modélisation des mousses PET.

Un autre modèle de type âme quadrillée sans résine dans les rainures (Figure III-159-b) présente un module légèrement supérieur au modèle standard (+ 4%). Cela s'explique par le fait que la relation qui permet de déterminer analytiquement et/ou numériquement les modules en compression est inversement proportionnelle à l'aire de la section droite de l'éprouvette et plus spécifiquement celle de l'âme à l'intérieur de la structure, vu que les peaux sont supposées suffisamment rigides par hypothèse, et n'entrent pas par conséquent dans les calculs du module de compression transversal.

D'autres modèles sont présentés après dans la Figure III-159-c-f, ayant respectivement 30%, 50%, 70% et 100% de taux de résine dans leurs rainures. Un abaque de calcul géométrique de la forme de la résine qui doit être introduite dans chaque modèle pour pouvoir reproduire le bon taux de résine a été créé. Il s'agit de jouer sur le rayon des quarts de cercle dans la géométrie illustrée sur la Figure III-160. Ainsi, un modèle géométrique totalement paramétrable est obtenu. Il peut être utilisé dans nos modèles à quatre blocs, comme illustré sur la Figure III-159, afin de déterminer le module numérique en compression en fonction du pourcentage introduit comme entrée. Une augmentation du module est donc bien observée avec le pourcentage de résine introduit.

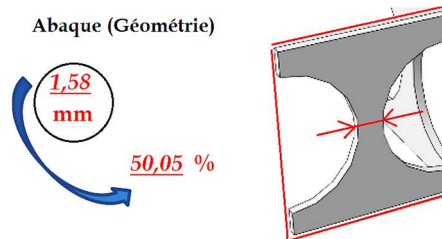


Figure III-160 : Relation entre le pourcentage de résine et la géométrie de la résine nécessaire pour la modélisation numérique.

Les résultats obtenus précédemment ont donné l'idée de former un deuxième abaque, illustré sur la Figure III-161 qui donne l'évolution du module de compression par rapport au taux de résine présent dans les rainures. Une équation est donc tirée de cette étude. Cette équation est établie suite à des hypothèses liées à la forme de l'écoulement de résine. Les valeurs qui en résultent restent par conséquent approximatives. La remarque la plus importante déduite de cette démarche est liée à la forme parabolique de cette évolution. En effet, la valeur du module de compression peut être multipliée quasiment par 5, pour 100% de résine présente dans les rainures du matériau en PET quadrillée, c.-à-d. âme complètement pleine de résine. Ensuite, et en diminuant ce taux, la pente du module diminue aussi. On multiplie donc les valeurs du module par 3,1 pour 70% de résine, 2,2 pour 50% de résine et 1,3 pour 30% de résine.

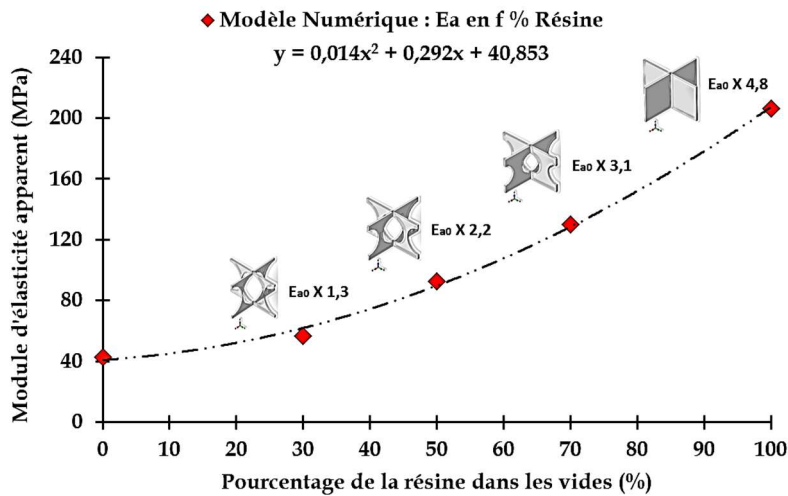


Figure III-161 : Evolution du module de compression par rapport au taux de résine présent.



Maintenant, l'évaluation expérimentale et numérique du comportement mécanique des structures à âmes PET quadrillées et standards est présentée dans Figure III-162. Premièrement, on remarque que toutes les valeurs expérimentales concernant les modules des sept spécimens en PET quadrillé se situent dans la moyenne proche de 50% du taux de résine présent dans un modèle numérique. Ceci confirme les premières constatations issues de l'étude faite au début de ce chapitre sur ce type de structures. La pente des courbes force-écrasement confirment ce résultat. En effet, les raideurs déterminées expérimentalement sont très proches de celle de la structure modélisée avec 50 % de taux de résine. D'autre part, il y a de bonne corrélation pour la structure à âme PET standard entre les valeurs déterminées numériquement et expérimentalement comme illustré sur la Figure III-162-c-d. La plus grande différence constatée est de +20 % pour une éprouvette testée par rapport à notre modèle. En examinant toutes les éprouvettes macroscopiquement, une légère couche de résine sur la face supérieure de l'âme est observée. Ce point a été déjà étudié dans la section précédente (Figure III-145).

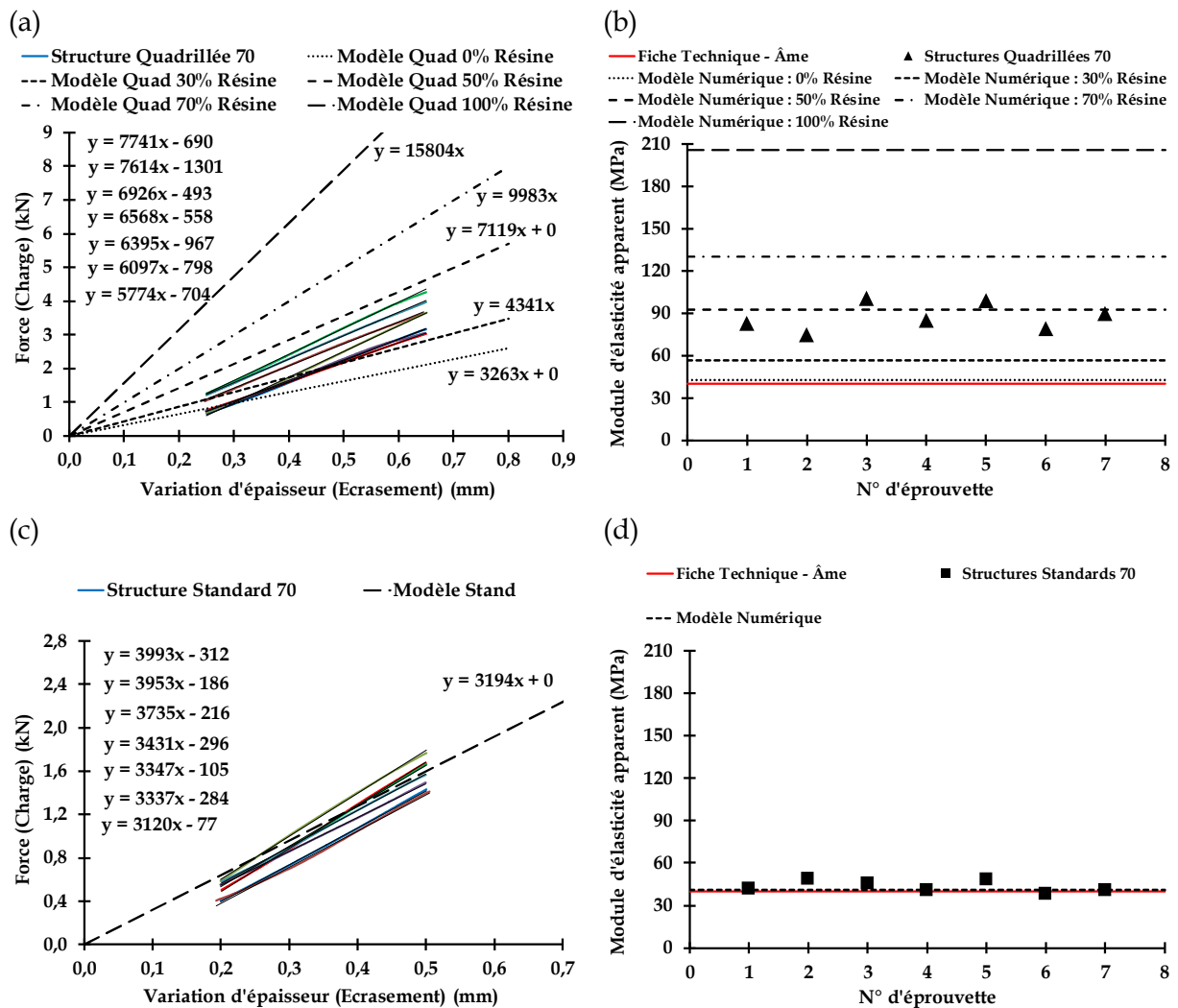


Figure III-162 : Evaluation expérimentale et numérique du comportement mécanique des structures PET quadrillées et standards.

Dans ce cadre, en se basant sur les études expérimentales et numériques ainsi présentées, et qui concernent l'âme quadrillée plus spécifiquement, une comparaison est effectuée entre les moyennes des deux séries de mesure du module de compression perpendiculaire. Le Tableau III-21 récapitule tout d'abord les estimations du taux de résine dans les vides (%), déterminées expérimentalement par l'observation de la section précédente. En se référant à l'abaque universel pour le calcul mécanique du module en compression, défini auparavant par des études numériques et illustré dans la Figure III-161, il est possible de déterminer le module de compression correspondant à chaque taux en (%) par l'équation présentée dans cette figure. Comme résultat, une erreur relative moyenne de 5,9 % est déduite entre les valeurs expérimentales et numériques pour toutes les structures PET quadrillées, en prenant comme référence l'estimation du taux de résine dans les vides de chaque éprouvette testée. Par conséquent, le modèle numérique établi est ainsi validé et peut être utilisé dans d'autres expertises.

Structures Sandwich (PET Quadrillé)	Estimation du taux de résine dans les vides (%)	Module Experimental (MPa)		Erreur relative (%)
		-----	Module Numérique (MPa)	
①	46,6	90,3	→	4,3 %
		86,4		
②	50,4	99,3	→	6,7 %
		92,6		
③	54,2	101,0	→	1,6 %
		99,3		
④	42,4	85,7	→	6,7 %
		79,9		
⑤	35,8	75,3	→	6,0 %
		70,8		
⑥	39,9	83,4	→	8,5 %
		76,3		
⑦	37,8	79,5	→	7,6 %
		73,5		

Tableau III-21 : Comparaison entre les moyennes des résultats du module de compression perpendiculaire déterminées expérimentalement et numériquement.

Il est possible que la résine écoulee prenne d'autres formes avec des taux de résine variés, puisque le procédé de fabrication influe directement sur ce paramètre, ce qui rend sa distribution fortement aléatoire au sein d'une structure sandwich.

En effet, la Figure III-163 montre l'effet de la variation de forme de la résine pour un taux fixe de 50%. Ainsi, toute géométrie, qui forme des ponts liants la peau supérieure de la structure sandwich à la peau inférieure, présente un module en compression largement supérieur (plus 58 % en moyenne) par rapport aux géométries ayant un même taux de résine mais avec une distribution horizontale de la résine comme le montre la figure ci-dessous.

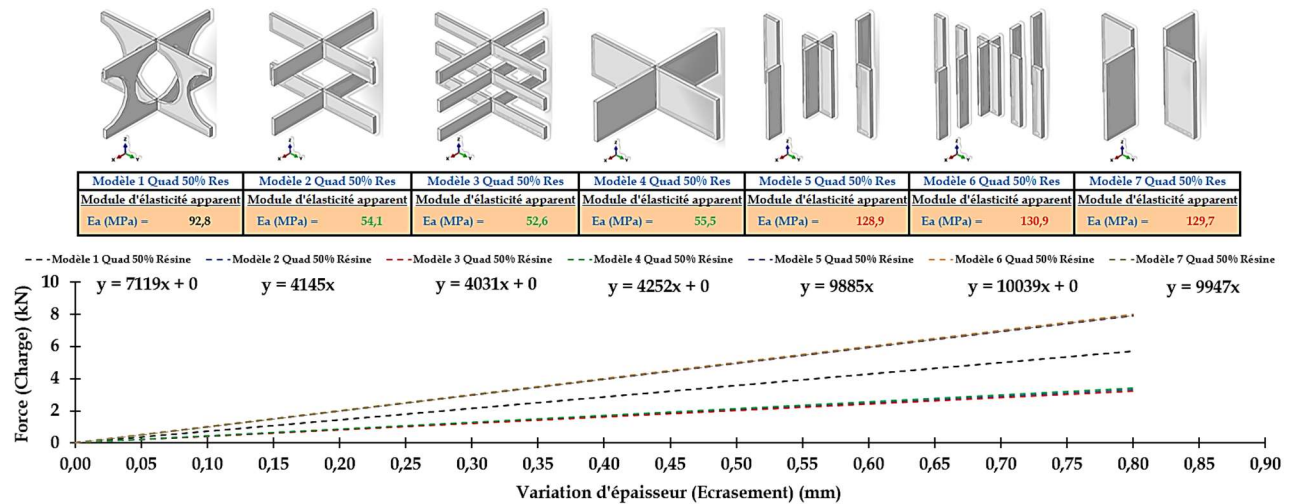


Figure III-163 : Effet de la variation de forme de la résine à un taux de 50 %.

Pour mieux comprendre ce phénomène, la Figure III-164 illustre l'influence de la façon de distribuer la résine dans les rainures :

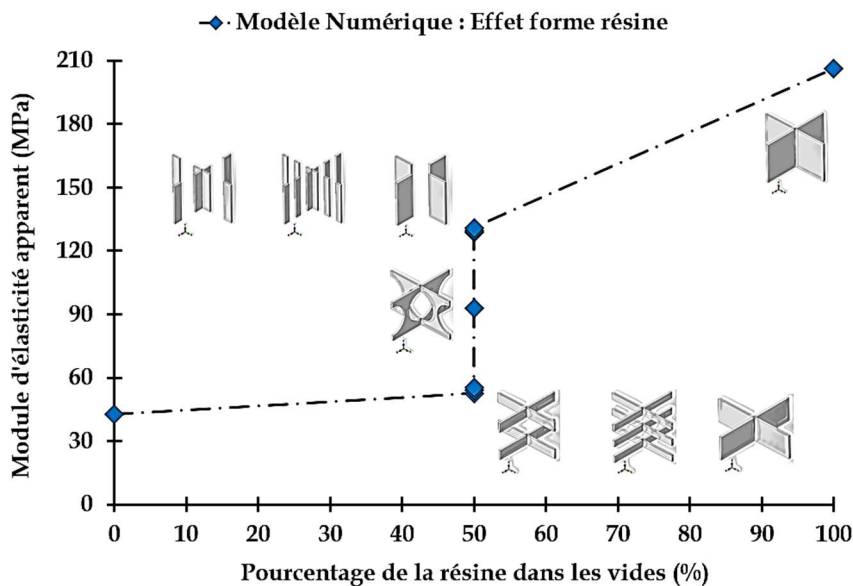


Figure III-164 : Etude numérique de l'influence de la forme de la résine sur le module de compression.

En effet, dès que la résine fait des piliers (ponts), le module augmente fortement ce qui est normal car on assure alors une résistance supplémentaire. Par contre le module est relativement plus faible dans le cas où elle est distribuée horizontalement et ne relie donc pas

les deux faces de l'échantillon dans la direction de la compression. La configuration au milieu constitue le modèle de base à 50% du taux de résine, et qui reflète au mieux la distribution réelle de la résine dans les rainures des âmes en PET quadrillées.

Pour enrichir encore l'étude, deux paramètres sont modifiés maintenant en parallèle, à savoir la forme et le taux de résine, pour montrer le potentiel de leurs effets couplés sur le module en compression déterminé numériquement (Figure III-165). Divers modèles sont étudiés comme le premier à gauche où 50% de résine est distribuée dans les deux directions X et Y par exemple. Le deuxième présente 25 % de résine dans la direction des fibres (direction circonférentielle de l'enroulement de la structure). Le troisième dispose de 25 % de résine également, mais distribuée dans la direction axiale de l'éprouvette. Il est logique tout d'abord que le module de compression soit plus élevé (+ 25 %) dans le cas du modèle à 50% de taux de résine dans les vides par rapport à ceux ayant seulement 25%. Cependant, et en modélisant une autre structure ayant les mêmes 25 % de résine mais sous une autre forme, illustrée sur la figure ci-dessus à droite, on observe bien une diminution du module de - 16% pour un même taux de résine dans les vides distribués uniformément dans toute l'éprouvette. Cela est bien contraire aux deux premiers modèles où la résine est distribuée dans un seul sens dans chaque cas. Ceci confirme que les ponts formés entre les deux peaux de la structure sandwich doivent avoir une forme la plus stable possible et qui assure une continuité uniforme des contraintes au sein du matériau afin d'éviter leur concentration dans une zone plus ou moins sensible au milieu.

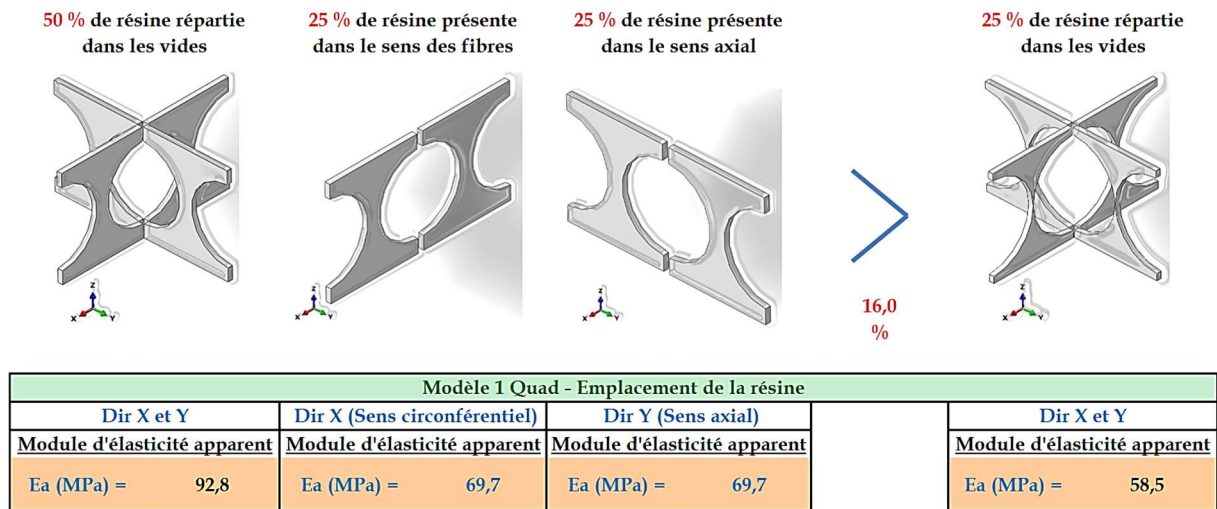


Figure III-165 : Effet de la variation de la forme et du taux de résine sur le module.

### V.3 Comparaison entre les résultats de traction / compression perpendiculaires

Les différents résultats expérimentaux, qui concernent les résistances à la traction et à la compression transversale, sont comparés sur un même graphique illustré dans la Figure III-166 :

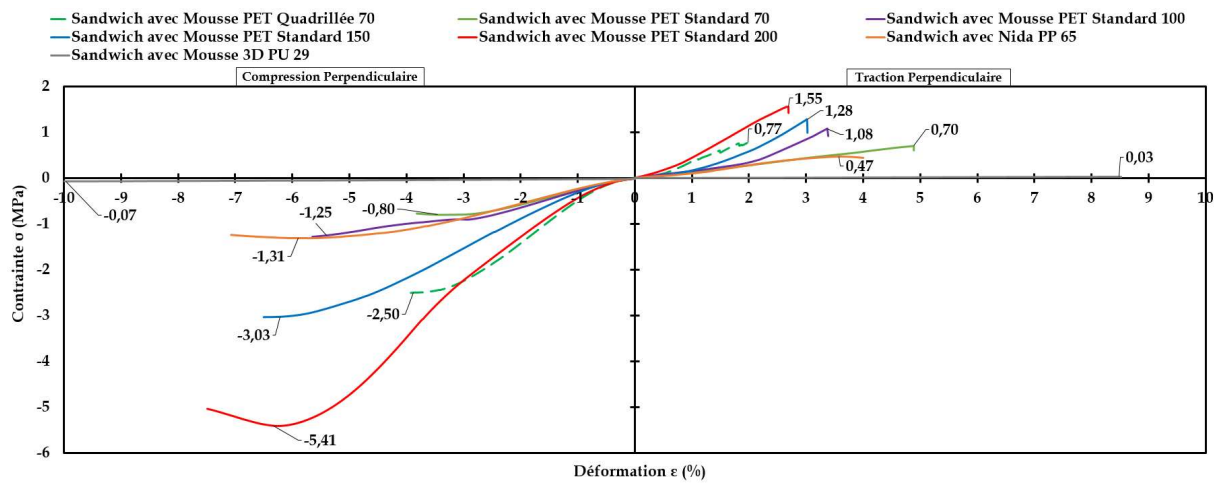


Figure III-166 : Résistance à la Traction / Compression transversales des structures sandwich.

Ces courbes permettent de mettre en évidence que tous les matériaux sandwich testés sous ces deux chargements présentent un comportement en compression perpendiculaire plus performant que celui en traction. La différence de comportement est principalement due à la consolidation de la mousse qui en s'écrasant se densifie.

## Chapitre VI. Caractérisation quasi-statique en compression longitudinale

---

La résistance à la compression longitudinale constitue une propriété mécanique fondamentale pour les peaux des structures sandwich. En utilisant des éprouvettes courbées, des études expérimentales sont réalisées dans ce chapitre en sollicitant chaque spécimen dans une direction parallèle aux peaux. Le but étant de déterminer les propriétés mécaniques du spécimen en compression longitudinale pour les prendre en compte dans la conception de la structure en analysant en parallèle l'effet de la variation de la masse volumique de l'âme sur les résultats des essais.

### VI.1 Analyse des résultats

#### VI.1.1 Protocole expérimental

Conformément à la norme standard (ASTM C364, 2004), chaque type de matériau sandwich est découpé suivant les dimensions préconisées (Figure III-167) pour les tester par la suite sur la même machine d'essai utilisée auparavant dans les essais de compression perpendiculaire.

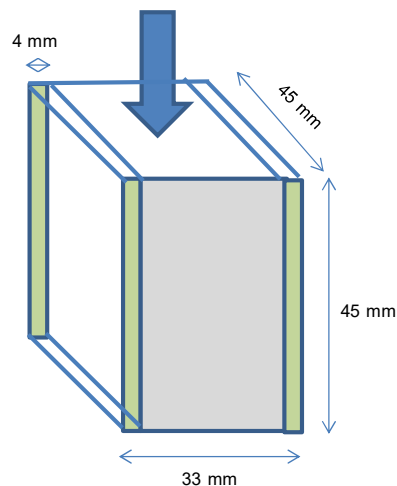


Figure III-167 : Forme et dimensions des éprouvettes testées en compression longitudinale.

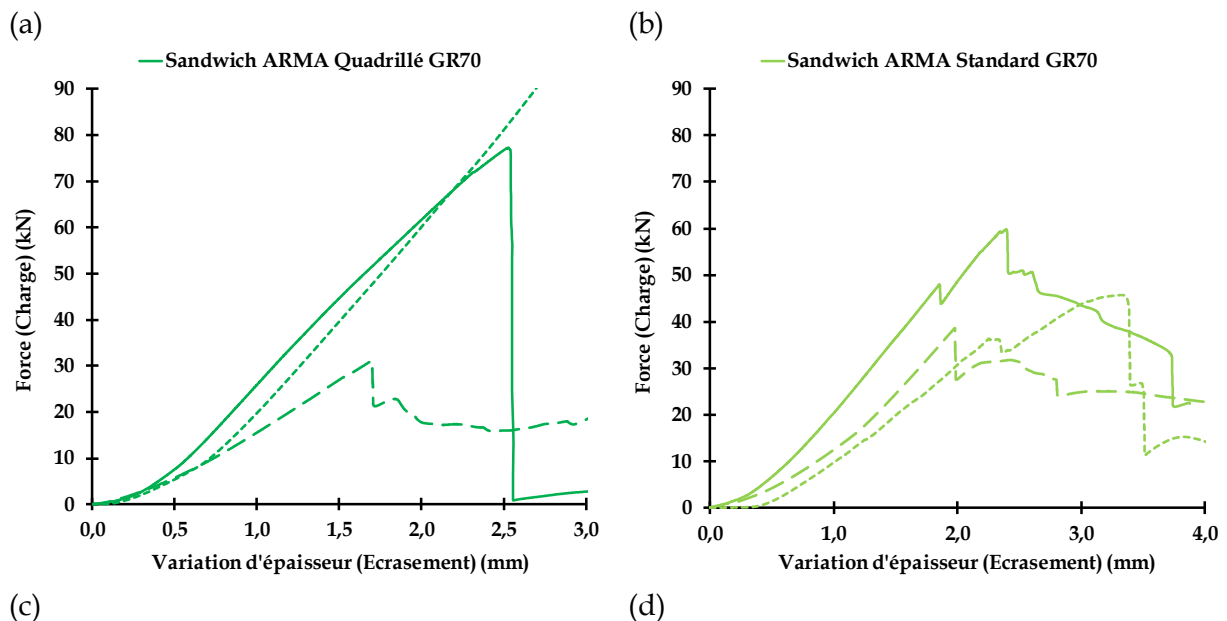
Comme illustré sur la Figure III-167, ces éprouvettes en forme de parallélépipède rectangle sont soumises à une compression répartie sur la surface transversale. Il faut savoir que la compression concerne surtout les peaux constituantes à cause de leur rigidité structurale relativement importante par rapport à l'âme, ce qui génère des efforts plus élevés. Une vitesse d'essai, fixée à 3,5 mm/min, est utilisée pour mieux contrôler l'endommagement qui peut se produire brusquement dans une des peaux. Le dispositif d'essais utilisé est le même que celui conçu dans le chapitre précédent pour assurer la compression des structures sandwich. En effet, le support inférieur est immobile car serré dans le mors fixe tandis que le support supérieur, relié à la traverse mobile, assure la compression longitudinale. La charge

par rapport au déplacement est enregistrée par la suite en utilisant le logiciel de la machine d'essai. Les sept types de matériaux sandwich ont été testés pour déterminer la contrainte maximale supportée par chaque éprouvette, liée directement à la déformation des peaux. Cette valeur maximale de contrainte est comptée comme résistance à la compression (ou contrainte critique en compression). Cette méthode d'essais a permis d'obtenir aussi le module en compression longitudinale.

## VI.1.2 Étude des résultats expérimentaux

Les essais de compression ont été menés jusqu'à ce que la courbe force-déplacement indique une rigidité fortement réduite suggérant que l'éprouvette est totalement endommagée. Dans ce cas, les propriétés structurelles des peaux doivent être considérées avec les propriétés structurelles des âmes afin de caractériser les matériaux sandwich en entier. En effet la plupart de leurs propriétés, telles que la résistance et la rigidité, dépendent de la nature des fibres utilisées, leur fraction volumique, ainsi que le type et le sens de la stratification.

Tout d'abord, les différentes courbes charge - écrasement sont présentées dans la Figure III-168 pour les différents matériaux sandwich, en testant à chaque fois 3 éprouvettes de chaque type. Les données résumant les propriétés des matériaux constituants sont disponibles au début de cette partie. On remarque tout d'abord une différence significative entre les comportements mécaniques en compression longitudinale quasi-statique. Même si toutes les peaux, qui subissent principalement la totalité de l'effort lors de l'essai, sont fabriquées par le même procédé (enroulement filamentaire) avec les mêmes matériaux de base, chaque configuration a ses propres propriétés en termes de module et contrainte maximale observés, dû aux différents modes de rupture présentés par la suite dans la Figure III-169. Les charges maximales constatées se situent principalement entre 50 et 90 kN pour des écrasements correspondants entre 1,7 et 3,8 mm. A noter que le début des courbes non linéaire peut correspondre à l'adaptation progressive de l'éprouvette par rapport au chargement. En effet, leur géométrie imparfaite conduit à des appuis imparfaits.



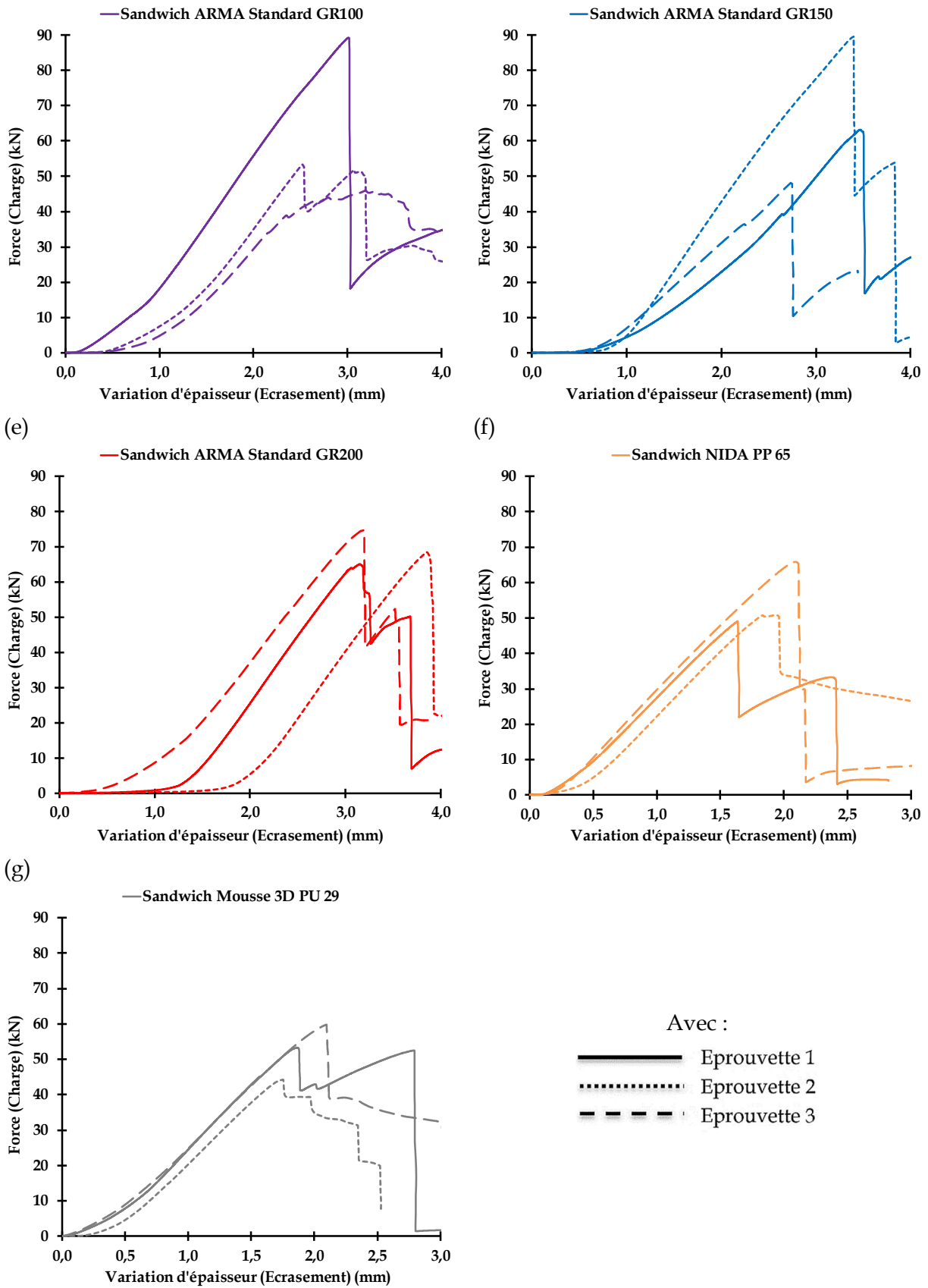
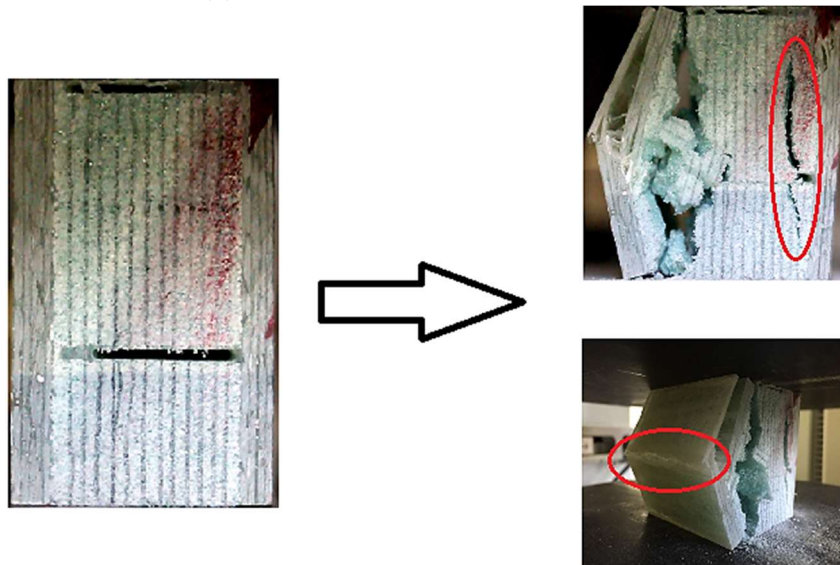


Figure III-168 : Comportement mécanique en compression longitudinale de toutes les structures sandwich étudiées.

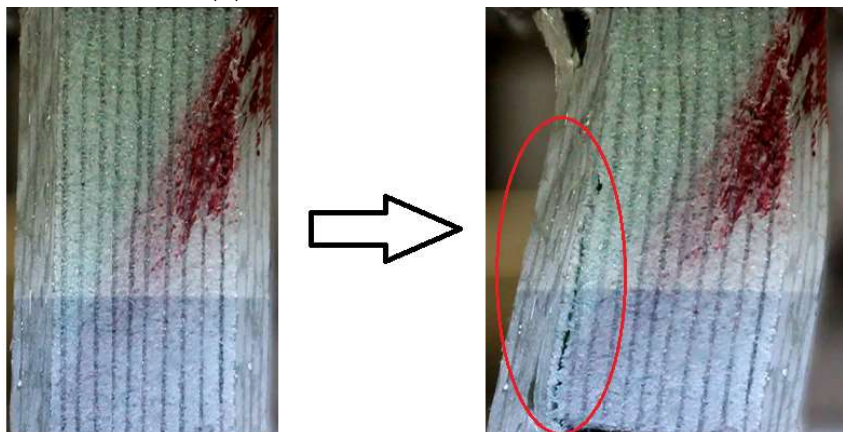


Par ailleurs, la raideur des structures varie peu avec la variation de la masse volumique de l'âme (+ 7 % de rigidité en moyenne, en passant de 70 à 200 kg/m<sup>3</sup> pour les structures en PET standard) confirmant le faible rôle de ce constituant par rapport aux peaux. D'autre part, à un même niveau de densité d'âme de ~ 70 Kg/m<sup>3</sup>, et pour différentes configurations à âmes PET standard ou quadrillée (cf. Figure III-168-a-b), une différence quantifiée à 31 % se présente entre les charges maximales de rupture constatées sur les courbes. Cette différence notable est confirmée par les modes de rupture illustrés sur les images de la Figure III-169-a-b. En effet, la résine s'introduit dans les vides du quadrillage et va ainsi modifier les propriétés mécaniques de l'âme quadrillée en liant les deux peaux par des ponts en résine comme montré dans le chapitre précédent. La rupture des peaux devient donc plus difficile, ce qui décale la détection des contraintes maximales sur ce type de structures. Il est remarqué que cet échantillon spécifique présente une défaillance globale causée par un flambement localisé de la peau composite au milieu de l'éprouvette, suivi par le décollement et la rupture de la liaison âme-peau ainsi que le cisaillement de l'âme près de la zone droite illustrée sur la Figure III-169-a. Le sandwich en PET standard montre une défaillance soudaine due au décollement entre la peau composite et l'âme au niveau de la liaison adhésive.

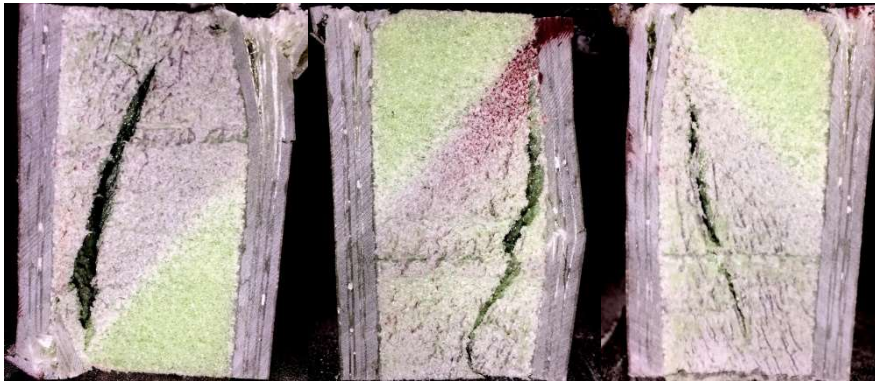
(a) Sandwich en PET Quadrillé 70



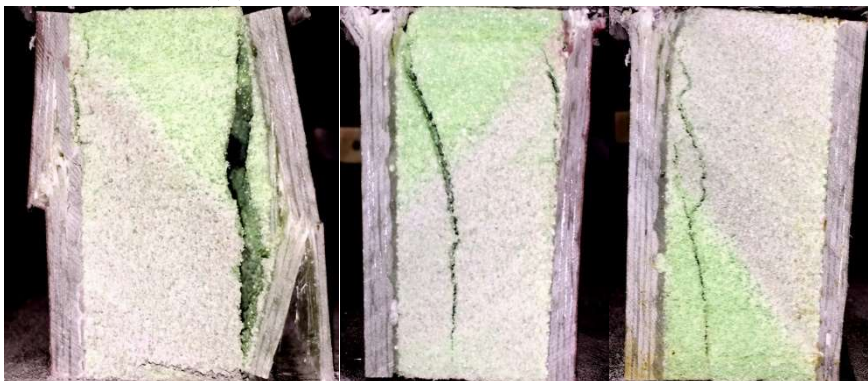
(b) Sandwich en PET Standard 70



**(c) Sandwich en PET Standard 100**



**(d) Sandwich en PET Standard 150**



**(e) Sandwich en PET Standard 200**



**(f) Sandwich en Nida PP 65**



(g) Sandwich en mousse 3D PU 29



Figure III-169 : Les différents modes de rupture observés en compression longitudinale pour tous les sandwich.

En général, toutes les éprouvettes ont montré une bonne linéarité avant l'endommagement catastrophique (Figure III-168), avec une résistance moyenne en compression longitudinale de 165 MPa (Figure III-170) et un module moyen de 4109 MPa (Figure III-171). Ces résultats expérimentaux présentent relativement des différences de -20 % au niveau de contraintes maximales et modules en compression, par rapport aux valeurs calculées analytiquement. Il faut rappeler que les valeurs théoriques sont présentées dans le Tableau III-11. Elles concernent en effet un empilement classique utilisé pour former les peaux en fibres de verre (MECA, 2013). L'échantillon en PET standard 200 (en rouge) présente la contrainte max (191 MPa) et le module en compression (4500 MPa) les plus élevés, avec une première phase d'adoucissement suivie d'une défaillance provoquée par un délaminage de la peau composite inférieure et le décollement entre l'âme et la peau elle-même (Figure III-169-e).

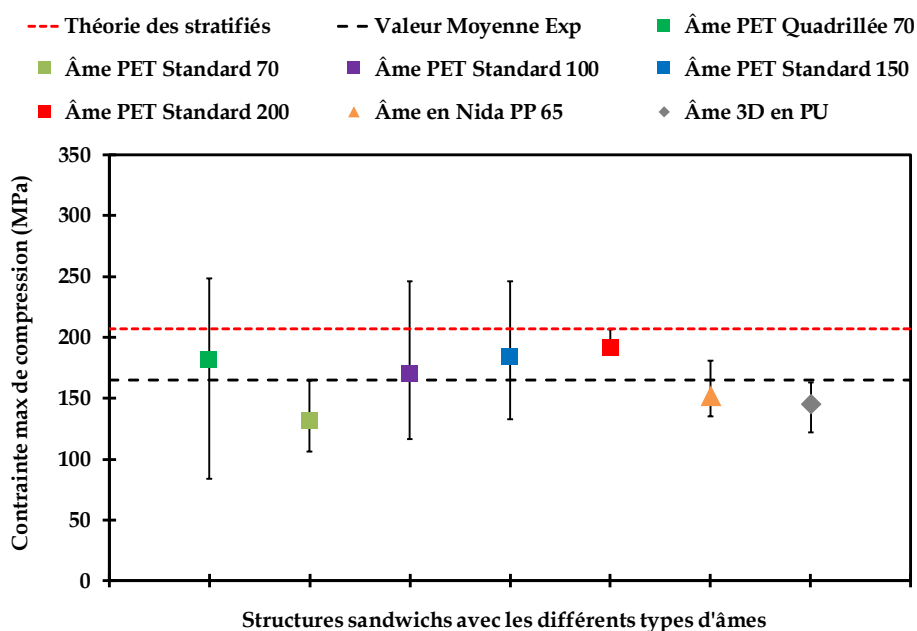


Figure III-170 : Résistance en compression suivant la direction longitudinale - Rupture finale.

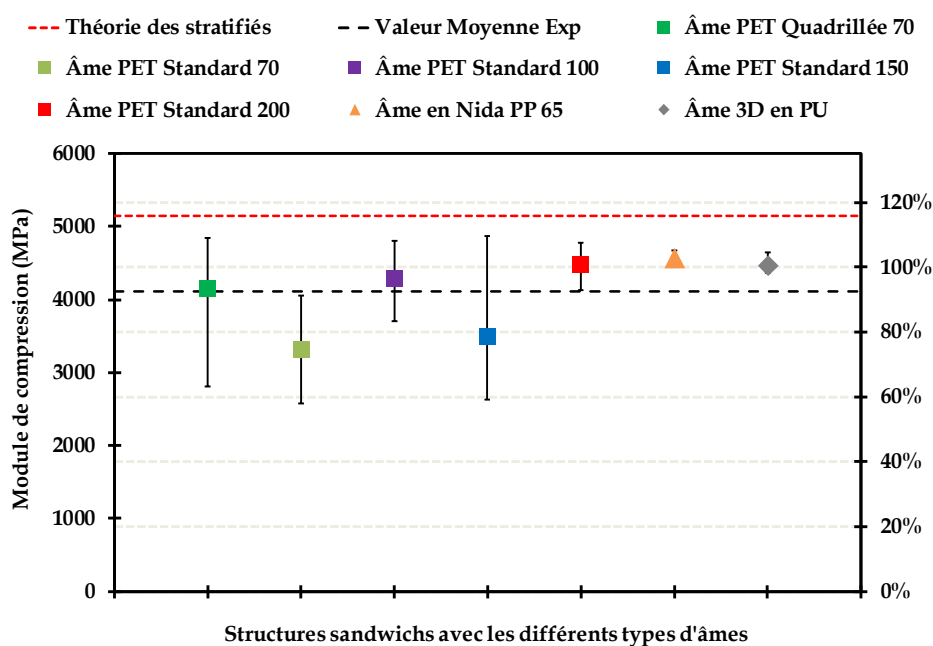


Figure III-171 : Module de compression suivant la direction longitudinale.

Il est intéressant de noter aussi que pour les structures à âmes en Nida PP et âme en mousse PU 3D, une certaine similitude du comportement global en compression longitudinale est obtenue par rapport à la mousse PET, avec une augmentation de la force monotone suivie d'une rupture brusque et d'une région quasi-plateau ou même d'une rigidité négative avec une petite pente (Figure III-168-f-g). Les modes de défaillance coïncident dans ces cas avec le décollement âme-peaux sur un côté ou les deux en même temps (Figure III-169-f-g). De plus, des valeurs relativement similaires du module de compression enregistrées pour ces deux types d'échantillons à 8 % de la valeur moyenne globale ont été observées sur la Figure III-171.

De même que pour les tests de compression perpendiculaire sur les divers types de sandwich, les différents modes de défaillance obtenus reflètent certains aspects de fabrication liés à la géométrie complexe de ces structures ainsi qu'à leur méthode d'obtention par enroulement filamentaire. Cette méthode, utilisée dans ce projet, a permis de produire les spécimens caractérisés qui ont une forme courbée. Ce dernier point évoqué constitue la raison pour laquelle on a eu une certaine différence entre la moyenne des résultats expérimentaux, illustrée sur les figures ci-dessus, et l'estimation calculée en se basant sur la théorie classique des stratifiés, qui en effet, traite des structures composites planes. Dans une thèse menée en parallèle (CROZATIER, 2017), l'influence des contraintes résiduelles internes sur ce type de structure a été déjà étudiée. Elles jouent ainsi un rôle non négligeable dans le comportement mécanique des structures composites stratifiées courbes, ce qui confirme les constatations tirées de cette étude sur les sandwich.

## Chapitre VII. Comportement à l'impact à basse vitesse

---

Une résistance élevée par rapport à la masse, une tenue excellente à la fatigue et à la corrosion, ainsi qu'une relative simplicité de mise en forme, font des matériaux sandwich une alternative séduisante pour remplacer les matériaux métalliques dans diverses applications. Toutefois, le manque d'information concernant leur comportement à l'impact soulève certaines inquiétudes chez les concepteurs et utilisateurs de ce type de structures et en particulier dans le cadre de cette étude. En effet, les déchets aspirés par le véhicule d'hydrocurage arrivent avec une vitesse non négligeable dans la citerne et viennent l'impacter. Par conséquent, la compréhension du comportement à l'impact à basse vitesse des structures sandwich s'avère donc indispensable pour la conception des pièces plus tolérantes aux dommages. Dans ce contexte, ce chapitre présente une analyse expérimentale du comportement à l'impact des structures composites sandwich étudiées. L'objectif de cette étude n'est pas de réaliser une caractérisation complète, mais de mettre en évidence les principaux aspects du comportement des matériaux sélectionnés soumis à ce type de chargement. Ainsi, les données obtenues pourront être comparées aux propriétés de structures existantes. Enfin, elles pourront servir de base à la réalisation d'études numériques ou expérimentales plus approfondies.

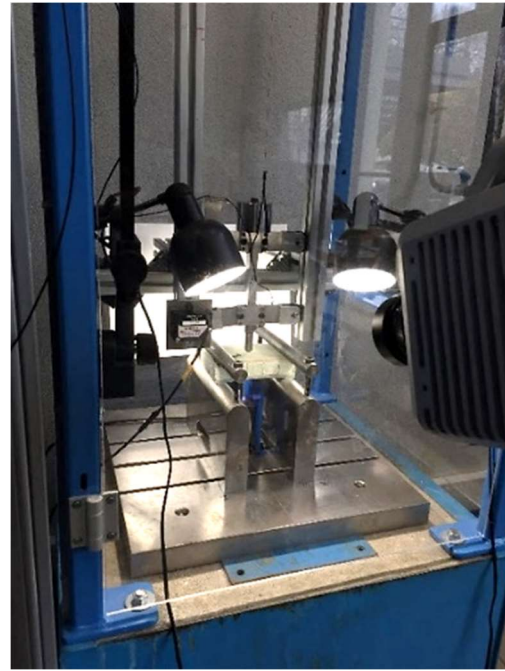
### VII.1 Analyse des résultats

#### VII.1.1 Protocole expérimental

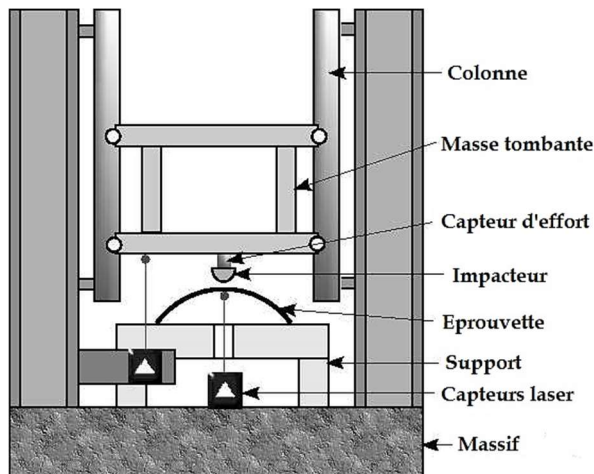
Les tests d'impact à basse vitesse sont réalisés sur une tour de chute fabriquée au sein de notre laboratoire de recherche, appelée aussi machine à masse tombante instrumentée (Figure III-172-a-b). Le principe de l'essai consiste simplement à laisser tomber une masse ( $m_{\text{impact}}$ ) d'une hauteur variable ( $h_{\text{impact}}$ ) sans vitesse initiale, sur une éprouvette placée à sa base (ASTM D7136, 2005). Dans le cadre de ce projet, il s'est avéré d'après des études menées dans une thèse en parallèle (CROZATIER, 2017) que la vitesse d'impact des objets aspirés par le vide dans la citerne ne dépasse pas 8 m/s. Cette valeur justifie donc l'utilisation d'une tour de chute pour reproduire les essais de chocs en laboratoire. L'énergie fournie et la vitesse d'impact ne dépendent que de la masse du projectile et de la hauteur de chute (dans notre cas cette hauteur fait 3 mètres maximum). La machine d'impact permet de modifier facilement la hauteur de chute, de telle sorte que des vitesses allant jusqu'à 7,7 m/s puissent être atteintes. En outre, en faisant varier la masse tombante, nous pouvons aisément obtenir des énergies d'impacts allant jusqu'à 89 J. Dans cette étude, l'ensemble des pièces constituant l'impacteur font ~ 2 Kg ce qui correspond aux préconisations du cahier des charges.



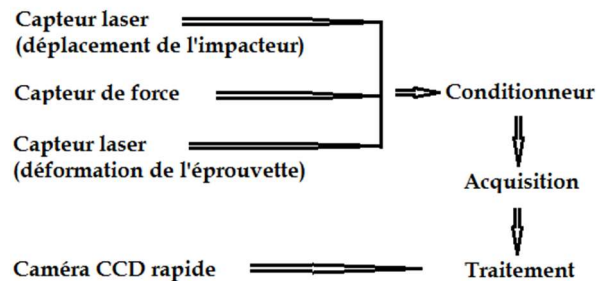
(a) Vue générale



(b) Zone d'impact



(c) Description du montage de l'essai



(d) Chaîne d'acquisition

Figure III-172 : Tour de chute avec l'instrumentation associée dans la zone d'impact.

Ce dispositif expérimental est instrumenté par deux capteurs laser de type « Keyence » permettant des mesures sans contact et d'un troisième capteur piézoélectrique qui permet de mesurer la force (Figure III-173). Le premier capteur (Cap.1) mesure le déplacement de l'impacteur lors de sa chute et permet, par dérivation, de déterminer la vitesse d'impact. Le deuxième capteur laser (Cap.2) qui est installé sous la plaque permet de mesurer la déflexion de l'éprouvette. Le dernier capteur (Cap.3) est une cellule de force piézoélectrique (fixée à la masse tombante) qui permet d'obtenir la force de contact entre l'impacteur et la plaque. Il est fixé sur l'impacteur près de son extrémité qui possède une forme hémisphérique de diamètre 16 mm. En effet, une fois que l'impacteur entre en contact avec l'échantillon, ce dernier va

absorber de l'énergie et par conséquent se déformer. Puis une certaine quantité de l'énergie fournie sera restituée à l'impacteur qui va rebondir. À cet instant, il faut éviter les rebonds en empêchant l'impacteur d'entrer de nouveau en contact avec l'échantillon et ainsi de fausser les résultats du test. De plus, un montage spécifique est conçu sous la forme de supports fixes pour assurer le serrage de l'éprouvette via ses deux extrémités comme le montre la Figure III-173-b afin de proposer un chargement du type flexion 3 points. La largeur et la longueur de toutes les plaques testées ont respectivement comme valeurs 100 par 150 mm afin d'être compatible avec la norme pour réaliser des essais de compression après impact (CAI). Toutes les plaques présentent une certaine courbure (diamètre intérieur de 1500 mm) sachant que l'épaisseur globale des éprouvettes est de 33 mm. L'âme possède une épaisseur de 25 mm plus deux peaux en fibres de verre ayant chacune 4 mm d'épaisseur.

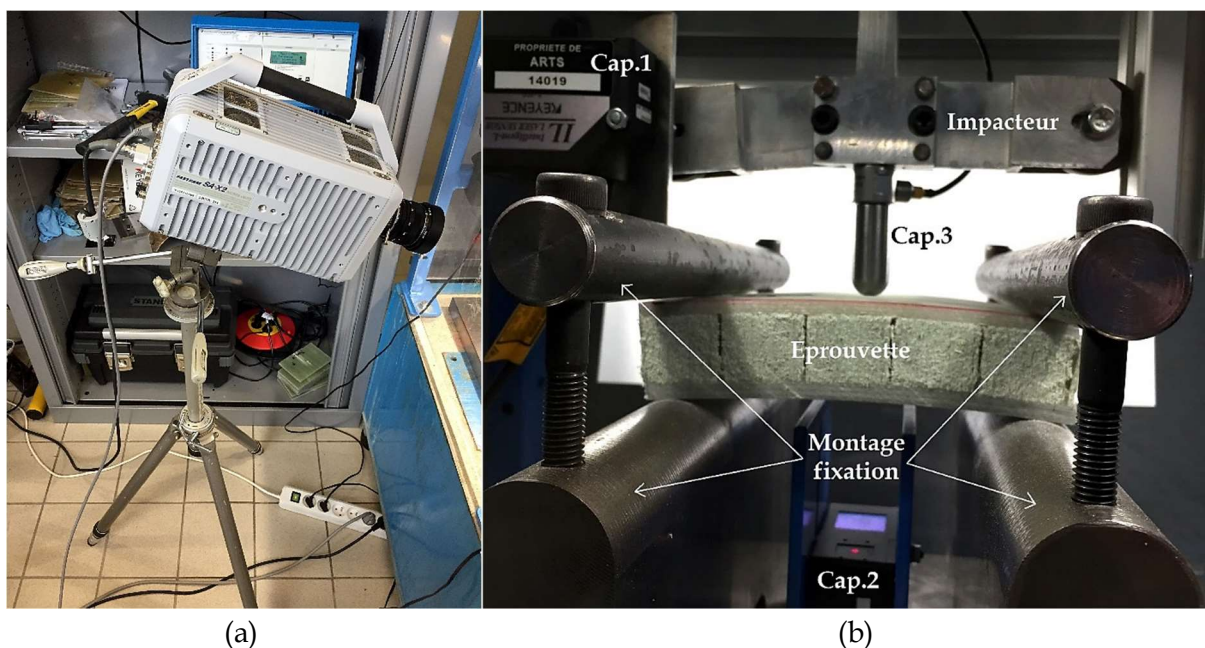


Figure III-173 : Dispositif de la caméra rapide (a) capturant la zone d'impact (b) : description détaillée de l'essai.

Afin de visualiser l'impact en détails, il est nécessaire de filmer l'essai avec une caméra rapide (Figure III-173-a). En effet, le temps de contact entre la plaque et l'extrémité de l'impacteur est très faible (quelques 3 ms). Il s'agit du seul outil permettant d'avoir une vision globale de ce qu'il se produit. Cet outil nous a permis de voir que l'impacteur n'est pas assez rigide pour subir un tel choc. Il se déforme au moment de l'impact. Par ailleurs, la caméra rapide permet de vérifier que le socle sur lequel est encastré l'éprouvette ne bouge pas et ainsi que la déflexion mesurée correspond uniquement à celle de la plaque.

## VII.1.2 Étude des résultats expérimentaux

Dans la continuité de l'étude expérimentale déjà menée, les mêmes structures sandwich sont soumises maintenant à un chargement d'impact à basse vitesse. L'objectif final de cette étude est de comparer la résistance à l'impact des différentes solutions de matériaux afin de

sélectionner la structure candidate qui résiste le mieux à ce type de sollicitation. Aussi, ce chapitre s'intéresse à l'examen de l'influence de la densité de l'âme des matériaux sandwich sur la raideur globale de chaque structure soumise à un impact. Des essais d'impact ont donc été menés sur des structures ayant plusieurs types d'âme (Mousse PET, Structure Nida PP, Mousse PU) de densités différentes allant de 29 à 200 Kg/m<sup>3</sup>, insérées entre deux peaux en fibres de verre. Les résultats ont été analysés principalement en termes de force maximale atteinte lors de l'impact  $F_{max}$ , du temps correspondant et de la déflexion maximale de l'éprouvette  $D_{max}$  (Figure III-174). Le paramètre  $F_{max}$  est en effet caractéristique de la décélération de la charge provoquée par le matériau. Ainsi, plus la structure est amortissante, plus la valeur de  $F_{max}$  est faible et plus le temps de contact est grand. On peut aussi s'intéresser à la profondeur d'impact permanente  $D_r$  (ou déplacement résiduel ou indentation) qui correspond au déplacement permanent une fois l'impacteur retiré.

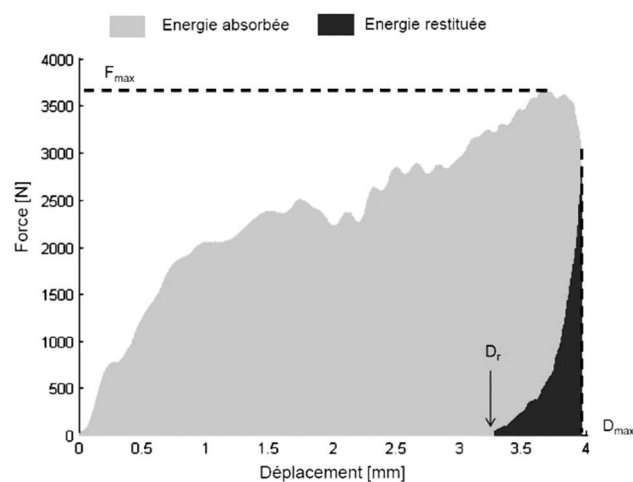


Figure III-174 : Principales grandeurs caractéristiques d'un essai d'impact (MONTI, 2016).

La Figure III-175 présente les courbes de force d'un impact réalisé avec un embout hémisphérique ( $\varnothing$  15 mm) en fonction du temps pour les différentes solutions de matériaux sandwich. Des oscillations sont observables sur les courbes. Elles sont caractéristiques de la réponse vibratoire de la structure et possiblement de la création d'endommagement.

Ainsi, un temps de contact élevé est caractéristique d'un matériau souple, ce qui est le cas ici par exemple pour la structure SAERfoam 3D ayant une âme en polyuréthane (PU) de masse volumique 29 Kg/m<sup>3</sup>. Le temps de montée du début de la courbe de force qui correspond à la prise de contact entre le matériau et l'impacteur peut aussi être un indicateur des performances du matériaux vis-à-vis du choc. Il s'agit d'un effet local qui est fonction de la nature de chaque matériau testé. Le reste de la courbe montre la réponse de chaque structure. Sur les courbes expérimentales, la prise de contact est quasiment identique entre tous les échantillons avec des mousses ARMA (PET) et NIDA (PP) tandis que l'effet structure montre un comportement distinct du fait que la densité de l'âme est différente. Cependant, la prise de contact concernant la structure ayant une âme souple SAER (PU) est différente avec une force maximale d'impact moins importante à cause de la nature d'âme relativement souple.



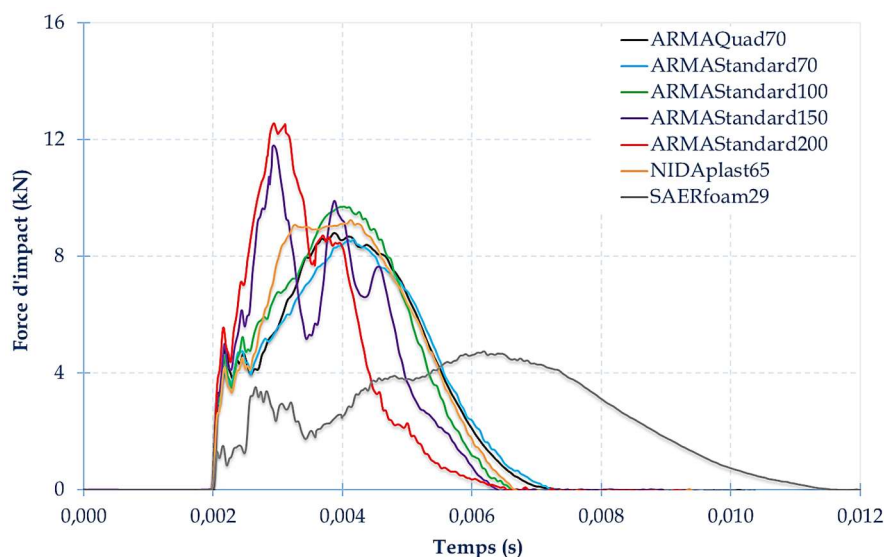


Figure III-175 : Force en fonction du temps pour un impact hémisphérique : comparaison des solutions.

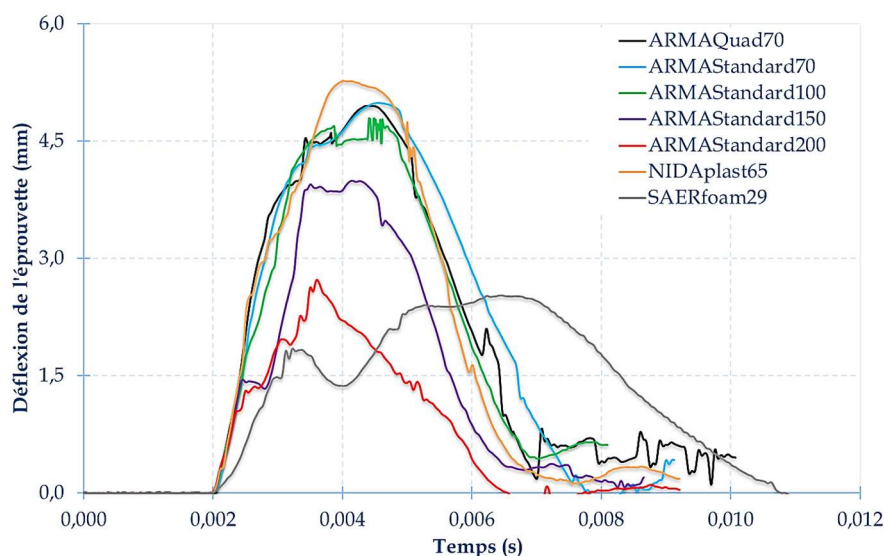


Figure III-176 : Déflexion de chaque éprouvette sandwich en fonction du temps : comparaison des solutions.

La Figure III-176 présente la déflexion de la face inférieure des plaques impactées en fonction du temps pour un impacteur hémisphérique ( $\varnothing$  15 mm) mettant en évidence l'effet de la densité de l'âme et ses propriétés physiques sur le comportement des structures sandwich sous l'effet du choc. Il faut noter tout d'abord que les déflexions mesurées sont relativement faibles par rapport aux épaisseurs globales des structures testées (environ 12% de différence). La déflexion de la structure NIDApplast en (PP) est la plus élevée tandis que pour la structure en mousse SAERfoam en (PU), la déflexion constatée est la plus faible et aussi la plus étalée dans le temps par rapport aux autres structures (son temps de contact est relativement important).

Pour la série d'éprouvettes avec des mousses en PET de chez (ARMACELL, 2017), la déflexion correspondante est inversement proportionnelle à la densité de l'âme constituante comme montré sur la Figure III-176. Par contre, la force d'impact augmente en fonction de la densité (Figure III-175). Par exemple, pour l'ARMAStandard 200 Kg/m<sup>3</sup> (courbe en rouge) la déflexion est de 2,7 mm en moyenne (pour 12,5 kN), qui passe à 5 mm en moyenne (pour 8,6 kN) dans le cas de l'ARMAStandard et Quadrillé 70 Kg/m<sup>3</sup> (courbes bleu et noir). Comme cela était attendu, la structure sera plus rigide face à l'impact en augmentant la densité de l'âme. En plus, la présence de la courbure dans les structures qui dépend du procédé de fabrication par enroulement filamentaire, joue un rôle très important vis-à-vis du comportement mécanique de ces matériaux multicouches. Le Tableau III-22 résume la valeur moyenne des caractéristiques déduites de l'essai d'impact des sandwich étudiés :

		Valeurs Moyennes				
		Théorie	Expérimental	Expérimental	Expérimental	Fiche Technique
Structures Sandwichs		Energie d'impact (J)	Force maximale d'impact (N)	Déflexion de l'éprouvette (mm)	Densité de l'âme sandwich (Kg/m <sup>3</sup> )	
1	ARMAQuad GR70	59,9	55,3	8797,6	5,0	70,0
2	ARMAStand GR70	59,9	56,0	8592,6	5,0	70,0
3	ARMAStand GR100	59,9	55,6	9703,3	4,8	100,0
4	ARMAStand GR150	59,9	55,2	11798,7	4,0	150,0
5	ARMAStand GR200	59,9	55,9	12556,4	2,7	200,0
6	NIDApplast 8DB	59,9	54,3	9243,7	5,3	65,0
7	SAERfoam 3D	59,9	55,8	4745,1	2,5	29,0

Tableau III-22 : Valeurs moyennes des caractéristiques déduites de l'essai d'impact pour les structures sandwich étudiées.

Premièrement, on remarque que les énergies d'impact calculées théoriquement et expérimentalement par l'Equation (1.40) sont en bonne corrélation avec un pourcentage d'accord entre 6,4% (ARMAStand GR70) et 9,3% (NIDApplast 8DB). De plus, il est noté que pour des énergies d'impact supposées égales, la durée de l'évènement d'impact est plus courte dans le cas des échantillons sandwich à âme de forte densité (ARMAStandard200) comparativement à ceux de faible densité (SAERfoam29). Cela confirme que ce paramètre est un bon indicateur du comportement au choc des structures. Il apparaît également que le type de l'âme (en mousse ou en nid d'abeille) influe sur la tenue à l'impact des éprouvettes possédant quasiment les mêmes densités. En effet, la forme en nid d'abeille de (NIDApplast65) a permis une meilleure résistance à l'impact par rapport aux structures ayant une âme en mousse PET comme celles de (ARMAStandard70) ou (ARMAQuad70) : + 7% en termes de force maximale d'impact et +6% en termes de déflexion de l'éprouvette.

Les courbes de la Figure III-177 présentent la force d'impact en fonction de la déflexion de chaque éprouvette pour tous les matériaux sandwich candidats. En s'appuyant sur les différents résultats d'essais, il s'est avéré que le type d'âme utilisée a une influence significative sur les paramètres d'impact tels que la déflexion à la charge maximale, la durée de contact et la force maximale de contact. En effet, la déformation à la charge maximale des

échantillons en sandwich de type NIDApplast65 ou ARMAform70 sont beaucoup élevés que ceux de type ARMAform150 et ARMAform200 constitués d'âmes plus denses. Par contre, comme mentionné dans le paragraphe précédent, la tendance est inversée pour la force maximale de contact. Ceci est vraisemblablement dû au fait que l'âme en mousse PET se rigidifie en augmentant sa densité et donc les cellules à l'intérieur du matériau seront plus fermées et compactes, mais en contrepartie le poids relatif de l'éprouvette augmente aussi. Donc il faut chercher le bon compromis entre les différents matériaux pour en tirer le meilleur qui répond bien au cahier des charges de l'industriel.

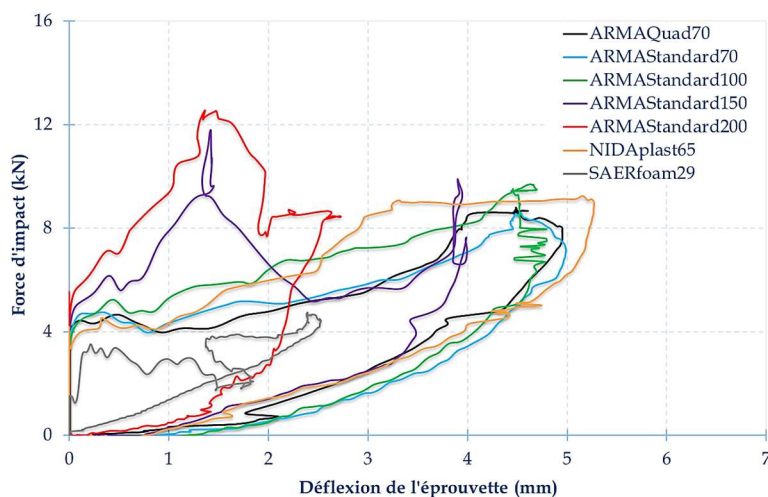


Figure III-177 : Force d'impact en fonction de la déflexion de chaque type d'éprouvette sandwich : comparaison des solutions.

A partir de ces résultats d'impact, les caractéristiques mécaniques sont normalisées et ont pu être comparées en se basant sur le Tableau III-23. On peut remarquer relativement une augmentation de la force maximale d'impact avec l'augmentation de la masse volumique de l'âme, indépendamment de son type d'architecture. Ce résultat est cohérent avec les analyses précédentes des différents essais, du fait de l'augmentation de la rigidité en flexion des sandwich induite par l'augmentation de la densité de leurs âmes constituantes. Pour cette raison, les déplacements maximal et résiduel diminuent quasi-linéairement avec la densité.

	ARMAPET Quadrillé 70 Kg/m <sup>3</sup>	ARMAPET Standard 70 Kg/m <sup>3</sup>	ARMAPET Standard 100 Kg/m <sup>3</sup>	ARMAPET Standard 150 Kg/m <sup>3</sup>	ARMAPET Standard 200 Kg/m <sup>3</sup>	NIDApplast PP 65 Kg/m <sup>3</sup>	SAERfoam PU 29 Kg/m <sup>3</sup>
Masse volumique normalisée	35 %	35 %	50 %	75 %	100 %	33 %	15 %
Force d'impact normalisée	70 %	68 %	77 %	94 %	100 %	74 %	38 %
Déflexion éprouvette normalisée	94 %	95 %	91 %	76 %	52 %	100 %	48 %

Tableau III-23 : Propriétés mécaniques normalisées à l'impact : comparaison des solutions.

Pour les échantillons dont les âmes sont les moins denses, la déformation en flexion est plus importante, maximisant ainsi l'énergie restituée du fait du retour élastique de la structure. Au contraire, lorsque la densité de l'âme augmente, l'indentation locale est plus prononcée ce qui confirme une forte raideur de l'éprouvette. Celle-ci plie peu et donc l'impacteur s'enfonce provoquant plutôt un endommagement local. En outre, il faut noter que la déflexion mesurée concerne la face inférieure de la plaque testée, et que l'endommagement ne se propage pas dans toute l'épaisseur de l'éprouvette puisque le dos de la plaque (peau stratifiée) reste sain. En revanche, même si la mesure de la déflexion ne permet pas de se rendre compte complètement de l'endommagement généré, la mesure de la force se verrait modifiée en cas d'endommagement sévère. Finalement, par rapport à l'épaisseur des plaques sandwich, on peut dire que la déflexion et la zone endommagée observable visuellement sont relativement faibles (Figure III-179).

D'autre part il est visible, sur la Figure III-178, que la profondeur d'indentation est moins importante pour des structures sandwich possédant une âme plus dense et donc plus rigide. Cela confirme que les propriétés de la structure dépendent fortement du type d'âme choisie. En effet, comme le montre le Tableau III-12, les propriétés en cisaillement des âmes augmentent avec la masse volumique, de même que la rigidité et la résistance en compression. Ces deux phénomènes expliquent la diminution des valeurs de la profondeur d'impact pour les éprouvettes constituées d'une âme plus dense, qui traduisent une diminution de la déformation en flexion mais aussi une pénétration moins importante.

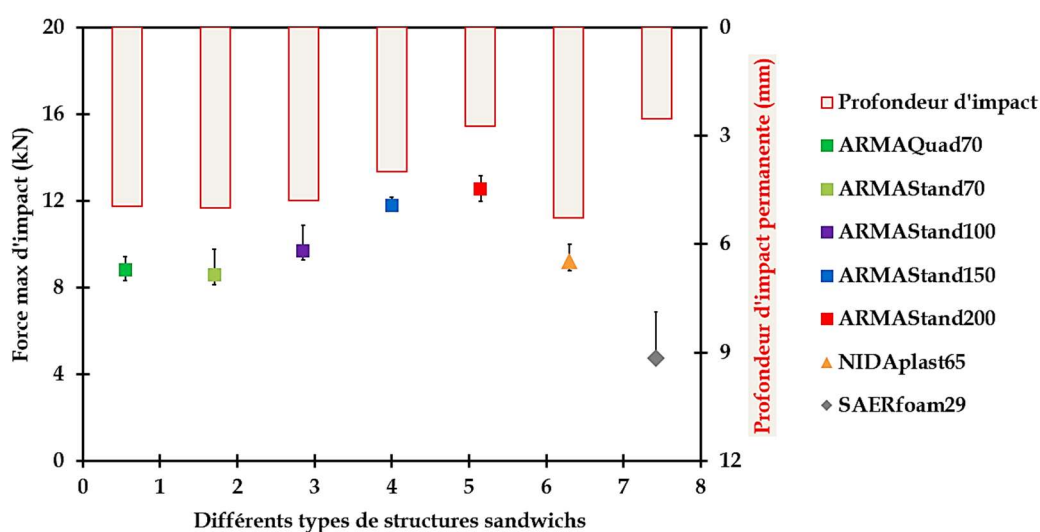
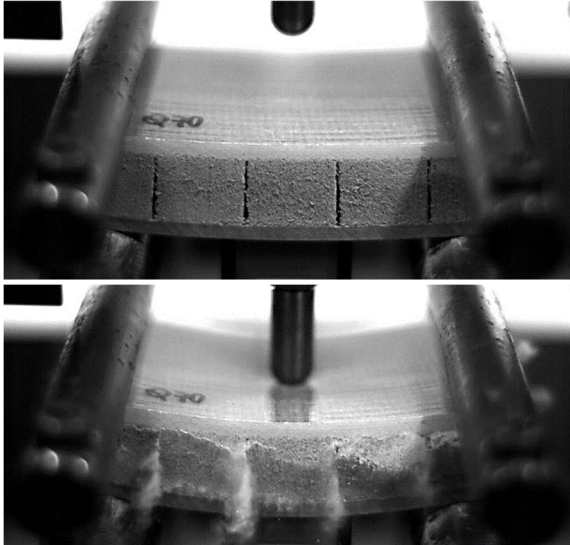


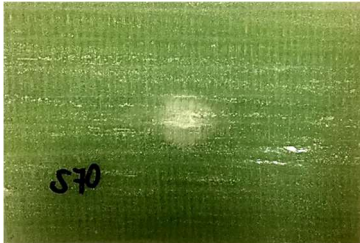
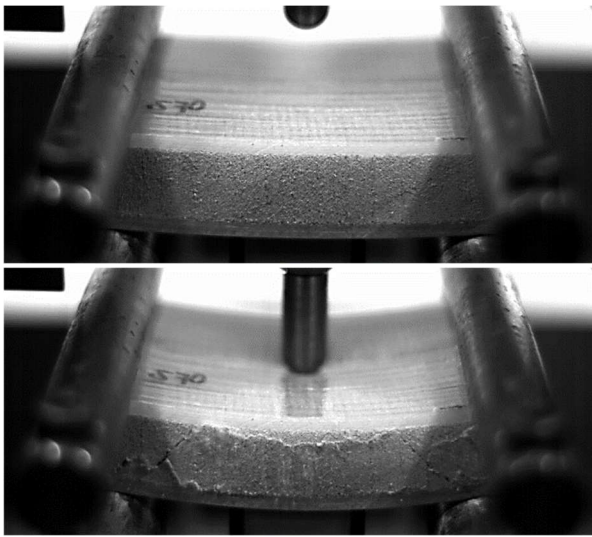
Figure III-178 : Force associée à la profondeur d'impact permanente pour chaque structure sandwich : comparaison des solutions.

Généralement pour une faible vitesse de l'impacteur, comme c'est le cas de cette étude, les endommagements sont induits au niveau de la peau impactée (face supérieure) ; de l'âme et de l'interface âme/peau impactée. Toutefois, la peau inférieure demeure globalement intacte. D'après les images, et pour tous les types de matériaux sollicités à l'impact, on conclut principalement que le mécanisme d'endommagement est fonction du type de l'âme.

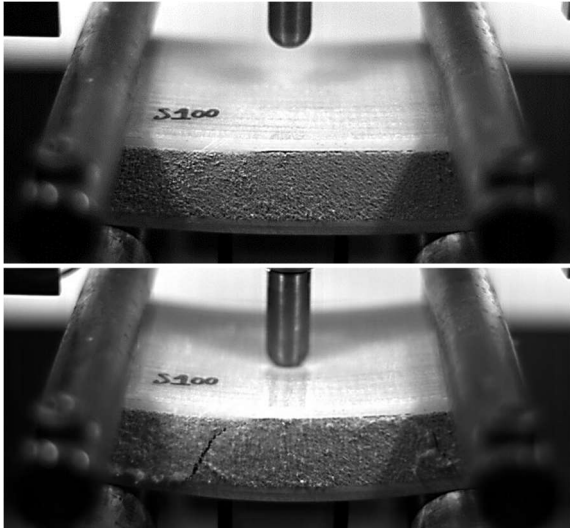
(a) Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup>  
Quadrillée (h = 33 mm)



(b) Sandwich avec mousse PET 70 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



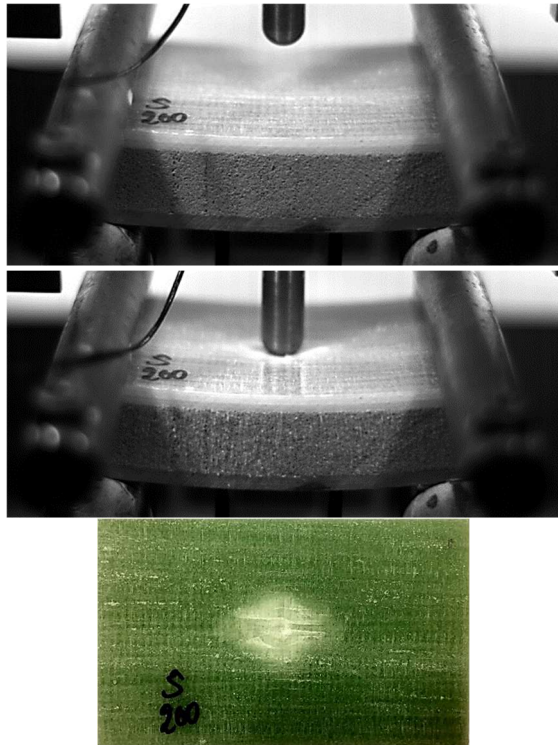
(c) Sandwich avec mousse PET 100 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



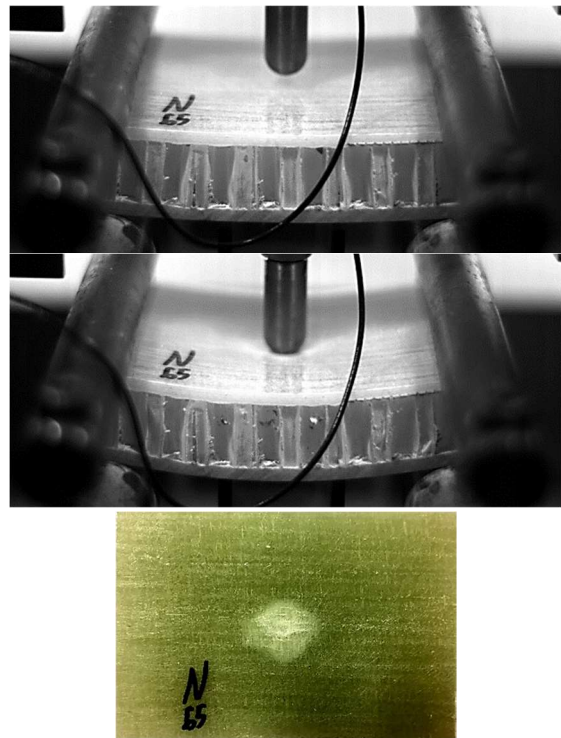
(d) Sandwich avec mousse PET 150 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



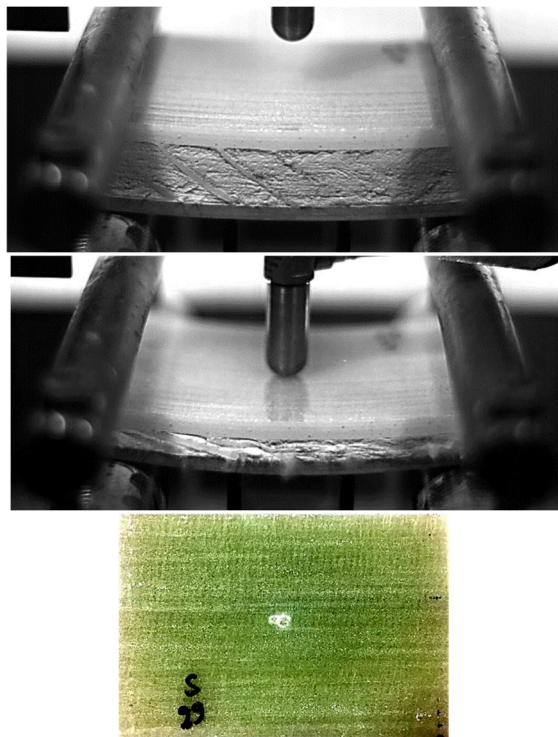
(e) Sandwich avec mousse PET 200 Kg/m<sup>3</sup>  
Standard (h = 33 mm)



(f) Sandwich avec âme en Nid d'abeilles PP  
65 Kg/m<sup>3</sup> (h = 33 mm)



(g) Sandwich avec mousse 3D  
en ponts de verre PU 29 Kg/m<sup>3</sup> (h = 33 mm)



(h) Peau en composite stratifié (h = 22 mm)

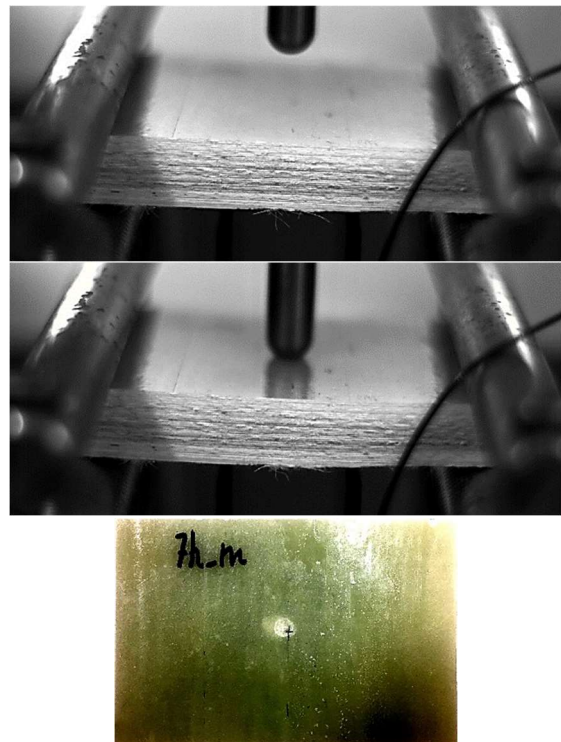


Figure III-179 : Images issues de la caméra rapide sur les échantillons sandwich testés.

Par exemple, les sandwich à âme en mousse PET (ARMACELL, 2017) s'avèrent être de bons absorbeurs d'énergie surtout avec des densités supérieures à 150 Kg/m<sup>3</sup>. Pour le cas des structures constituées par des âmes 3D à 29 Kg/m<sup>3</sup> (SAERTEX, 2017), le matériau a subi une grande déformation constatée sur la Figure III-179-g, à cause d'une faible résistance à la compression accompagnée d'une masse volumique moins importante par rapport aux autres âmes étudiées. Cependant, les âmes en nid d'abeille en PP (NIDAPLAST, 2017) ont montré une certaine résistance à l'impact du fait de l'architecture intérieure du matériau qui possède de bonnes caractéristiques mécaniques surtout en compression transversale.

En effet, la rupture des éprouvettes sandwich à âme en mousse PET, de densités 70 à 200 Kg/m<sup>3</sup>, est produite par fissuration de l'âme tandis que les dommages induits dans les échantillons à âme en nid d'abeille (Figure III-179-f) sont causés par l'instabilité élastique des parois cellulaires autour du point d'impact. Aussi, les modes d'endommagement induits dans la peau impactée (Figure III-179-a-g) sont quasiment similaires à ceux qui sont observables dans les composites usuels (Figure III-179-h) : une fissuration de la matrice, une rupture de fibres et un délaminage. Le déplacement de l'impacteur provoque ensuite l'effondrement de l'âme, obtenu soit par le flambement des parois cellulaires, soit par la formation de bandes de compression sur toute la structure. La translation de celui-ci amorce une décohésion de l'interface peau/âme au niveau de la face opposée. La force appliquée cesse alors d'augmenter à mesure que l'impacteur pénètre dans le matériau, propageant cette décohésion ainsi que les mécanismes d'endommagement sous-jacents. La synthèse des résultats précédents a permis de confirmer la chronologie type de l'endommagement survenant lorsque les échantillons sont impactés avec ces conditions expérimentales (MONTI, 2016). L'illustration de la Figure III-180, qui présente la courbe type en force/déplacement, synthétise les principaux événements qui se déroulent dans les essais d'impact des sandwich. Concernant toutes les âmes testées que ce soit en mousse PET, PU ou en nid d'abeille PP, les déformations au niveau de la face supérieure entraînent l'apparition de mécanismes d'endommagement au niveau de la structure interne, tels que des fissures, des délaminages ou des ruptures de fibres.

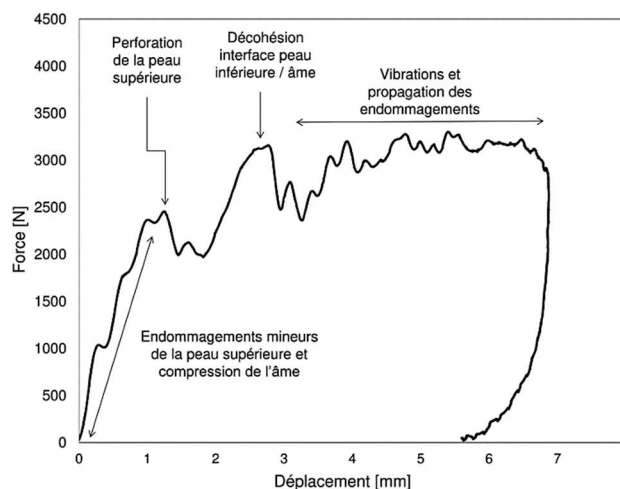


Figure III-180 : Courbe type Force - Déplacement lors d'un essai d'impact : chronologie d'apparition des mécanismes d'endommagement au sein des structures PET.

Pour résumer, cette étude constitue une première analyse intéressante du comportement des sandwich courbes soumis à un chargement de type impact à faible vitesse et faible masse. Elle a permis de mettre en évidence les principaux effets de l'âme constituante sur la réponse de la structure dans ces conditions d'essais.



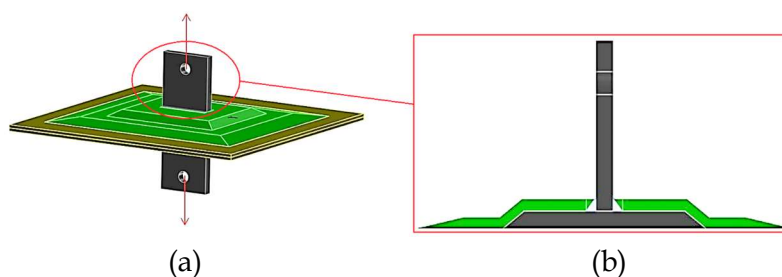
## Chapitre VIII. Résistance à l'arrachement d'inserts et au cisaillement entre matériaux différents

---

Lors de la conception de structures composites, un problème important est de pouvoir assurer des liaisons entre éléments de structures. En général, il n'est pas possible de réaliser des assemblages en vissant directement dans le composite. Ils sont donc réalisés par différents types d'inserts (résine, métalliques...) ou par collage selon les configurations. Dans cette étude, et comme préconisé par le partenaire industriel pour des besoins liés à la conception de la citerne, une étude expérimentale est réalisée pour caractériser le comportement d'un type d'insert métallique à l'arrachement, puisqu'il permet l'utilisation de vis. Dans notre cas il s'agit d'insérer des pièces métalliques assurant une reprise des efforts pour lier des structures lourdes. Dans un second temps, des tests élémentaires sont réalisés pour déterminer la résistance au cisaillement de la jonction entre un revêtement en thermoplastique et le stratifié formant la citerne en composite. Le but étant aussi de quantifier cette résistance mécanique vis-à-vis de la décohésion de l'interface et de s'assurer de sa bonne tenue en service.

### VIII.1 Résistance à l'arrachement des plaques en composite stratifié

Généralement, la mise en œuvre pratique des matériaux composites est subordonnée à la maîtrise des problèmes de jonction. Un des problèmes les plus délicats à résoudre est l'introduction d'efforts localisés via des inserts. À ce jour, cela est le plus souvent réalisé par apport de matériaux métalliques couplés avec des matériaux de densification de type résine. Dans ce cadre, un essai de résistance à l'arrachement d'un insert métallique fixé sur une plaque composite est effectué afin de vérifier la résistance de cette liaison, en fixant un objectif de charge en traction minimale égale à 50 kN (valeur fixée par le partenaire). La Figure III-181-a-c montre ainsi le dispositif de l'essai. C'est une plaque composite stratifiée ayant une forme carrée (600x600 mm<sup>2</sup>) et une épaisseur de 15 mm, et qui comporte aussi deux platines métalliques soudées (Acier S355) de part et d'autre de l'éprouvette. Cet assemblage est censé être représentatif d'une situation à mettre en œuvre dans la nouvelle citerne.



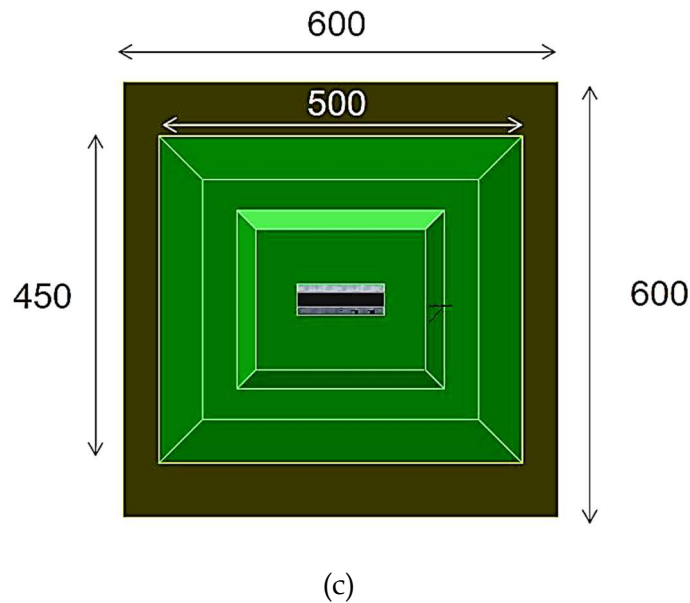


Figure III-181 : Conception de l'essai de résistance à l'arrachement d'un insert métallique fixé sur une plaque composite.

### VIII.1.1 Test initial sur plat pour l'essai d'arrachement

Avant d'entamer les essais réels de résistance à l'arrachement sur les structures SVR, il a fallu faire des tests préliminaires sur les pièces intermédiaires qui ont servi comme supports de liaison entre la plaque composite et les mâchoires de fixation de la machine. Un dispositif expérimental est conçu à cet effet (Figure III-182-a-b). Les tests de traction sont effectués, comme tous les autres essais, sur la machine universelle de type Zwick équipée d'une cellule de mesure de 100 kN. Le but de l'essai a consisté à valider la solidité des pièces interfaces.

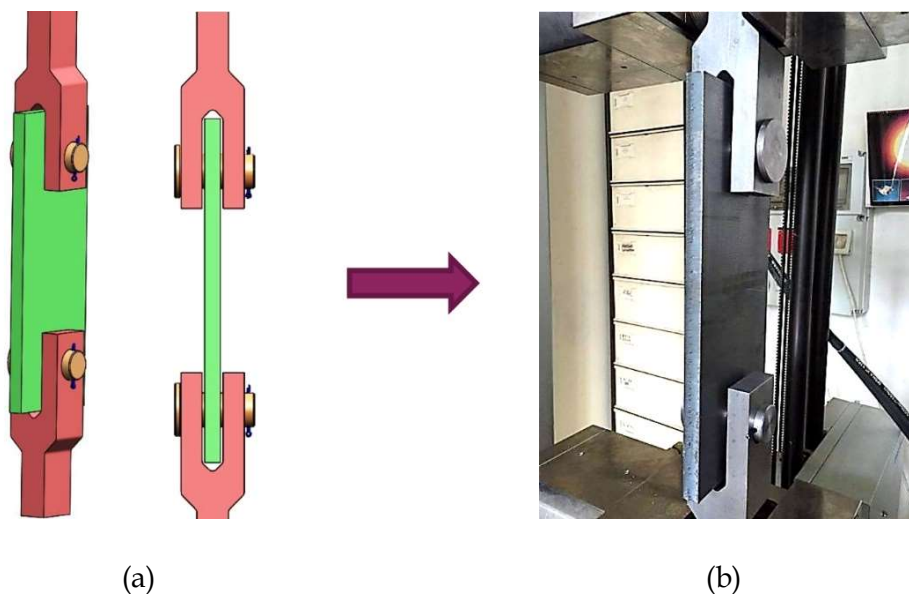


Figure III-182 : Conception (a) et fabrication (b) d'un montage d'essai.

La Figure III-183 montre la courbe charge - déplacement obtenue par traction sur le dispositif qui va servir pour le montage de l'insert dans la structure composite. On remarque donc une quasi-linéarité du comportement suggérant une réaction élastique avec un dépassement du seuil de charge minimale de 50 kN, fixé par le partenaire industriel pour cette l'étude. A noter que la non-linéarité du début de la courbe (déplacement de 0,3 mm) est probablement due à la mise en alignement de l'ensemble des pièces constituant le dispositif d'essai. Par conséquent, le test est validé.

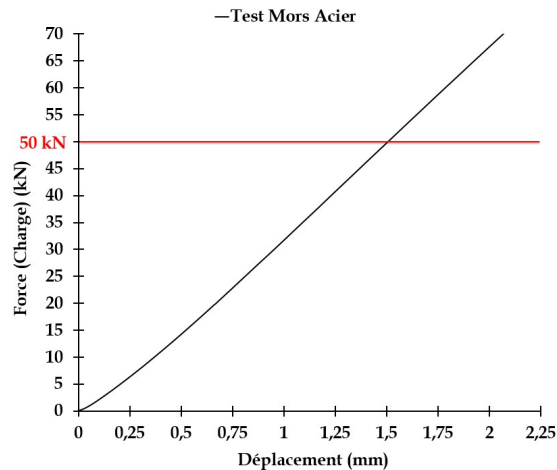


Figure III-183 : Test initial sur plat pour l'essai d'arrachement.

### VIII.1.2 Essai de résistance à l'arrachement sur les structures SVR

Deux éprouvettes en SVR (Stratifié Verre Résine), ayant des inserts métalliques dans leur structure, sont sollicités en traction pour évaluer leur résistance à l'arrachement. Le dispositif d'essai est représenté sur la Figure III-184.



Figure III-184 : Dispositif de l'essai de résistance à l'arrachement.

Concernant la première éprouvette, le test d'arrachement est effectué en plusieurs paliers de charge afin de ne pas abimer la structure en une fois, vu le nombre limité des éprouvettes disponibles. En effet, une première limite de charge maximale est fixée sur la machine d'essai à 50 kN. Ce seuil étant atteint sans rupture, le chargement a été augmenté de 10 kN avec un retour à zéro. Cette démarche a été répétée jusqu'à atteindre la limite maximale de la machine de traction (100 kN). La Figure III-185 montre ainsi les courbes force - déplacement issues de l'essai de traction.

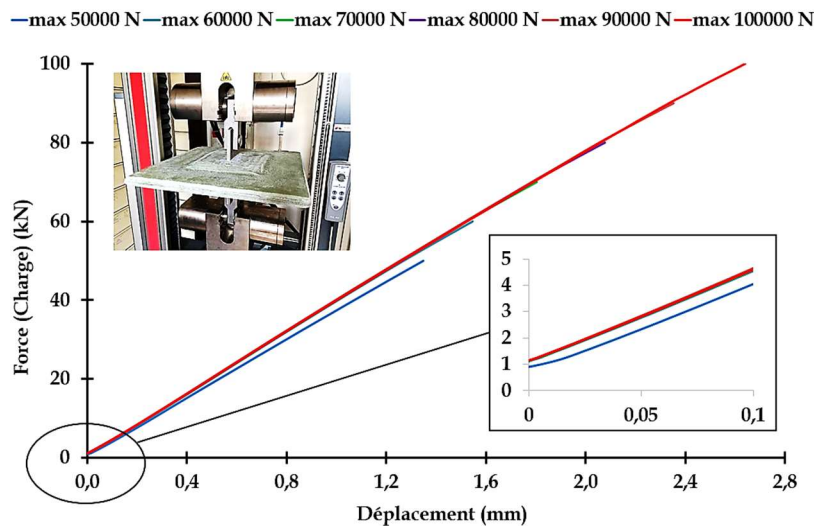


Figure III-185 : Comportement mécanique à l'arrachement de l'éprouvette n°1 en composite SVR : Force - Déplacement.

Une première remarque est liée à la pente du premier chargement jusqu'à 50 kN, elle diffère de 6,4 % de moins par rapport aux pentes constatées sur les autres chargements (Figure III-185). Ceci est dû certainement au chargement et à l'alignement des inserts encastrés au sein du dispositif d'essai. Par la suite, l'éprouvette a tenu au moins jusqu'à la limite de chargement de 100 kN, qui est la limite de la machine. Ainsi donc l'essai de la première éprouvette est validé. La deuxième éprouvette est étudiée maintenant en suivant les endommagements à l'intérieur du composite à l'aide de l'émission acoustique (EA). Comme illustré sur la Figure III-186, le contrôle de l'endommagement pendant l'essai d'arrachement est suivi en positionnant deux capteurs piézoélectriques près de la zone où l'insert est fixé au sein de la structure SVR.



Figure III-186 : Contrôle de l'endommagement par EA pendant l'essai d'arrachement.

L'intérêt de cette idée est de pouvoir détecter le début de l'endommagement qui ne sera peut-être pas visible sur la courbe d'évolution de la force en raison de la sensibilité du capteur de force compte tenu du niveau d'effort. En effet, le comportement mécanique à l'arrachement de la deuxième éprouvette est représenté sur la Figure III-187, avec la superposition des courbes amplitude - temps (a) et d'autre part le nombre de coups cumulé - temps (b).

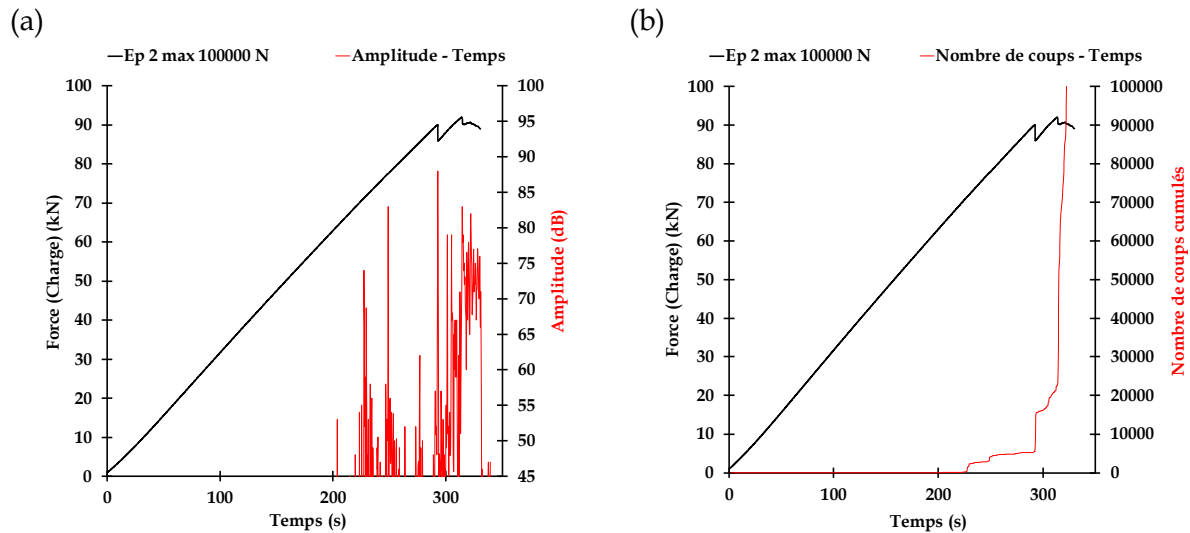


Figure III-187 : Comportement mécanique à l'arrachement de l'éprouvette N°2 en composite : en fonction de (a) Amplitude - Temps et (b) Nombre de coups cumulés - Temps.

D'après les résultats de l'émission acoustique, il est clair que l'endommagement interne de la structure a commencé aux alentours de 65 kN, valeur qui correspond aux premiers signaux d'amplitude détectés à l'aide des deux capteurs EA positionnés sur l'éprouvette (Figure III-187-a). Ceci est confirmé par l'augmentation brusque de la pente qui concerne la courbe du nombre de coups cumulé illustrée ainsi sur la Figure III-187-b. Il faut noter néanmoins qu'un petit défaut de fabrication a été remarqué (voir figure ci-dessous où on peut voir un angle non négligeable entre l'éprouvette et la plaque métallique pour le serrage), ce qui a dû engendrer un changement de comportement mécanique et des endommagements prématurés lors de l'essai d'arrachement. En effet, un léger craquement a été détecté au-delà d'un chargement de 90 kN, manifesté par l'endommagement structural à l'intérieur de l'éprouvette.

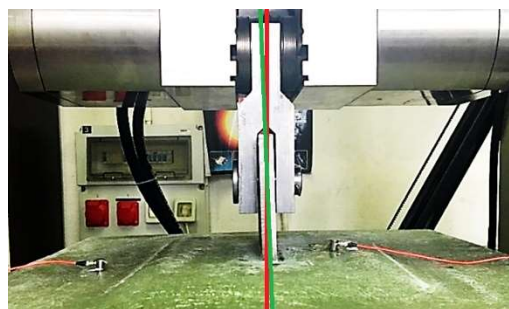


Figure III-188 : Angle de déformation entre les axes de l'éprouvette et la plaque métallique.

Maintenant, une comparaison du comportement mécanique des deux éprouvettes testées précédemment est présentée dans ce qui suit :

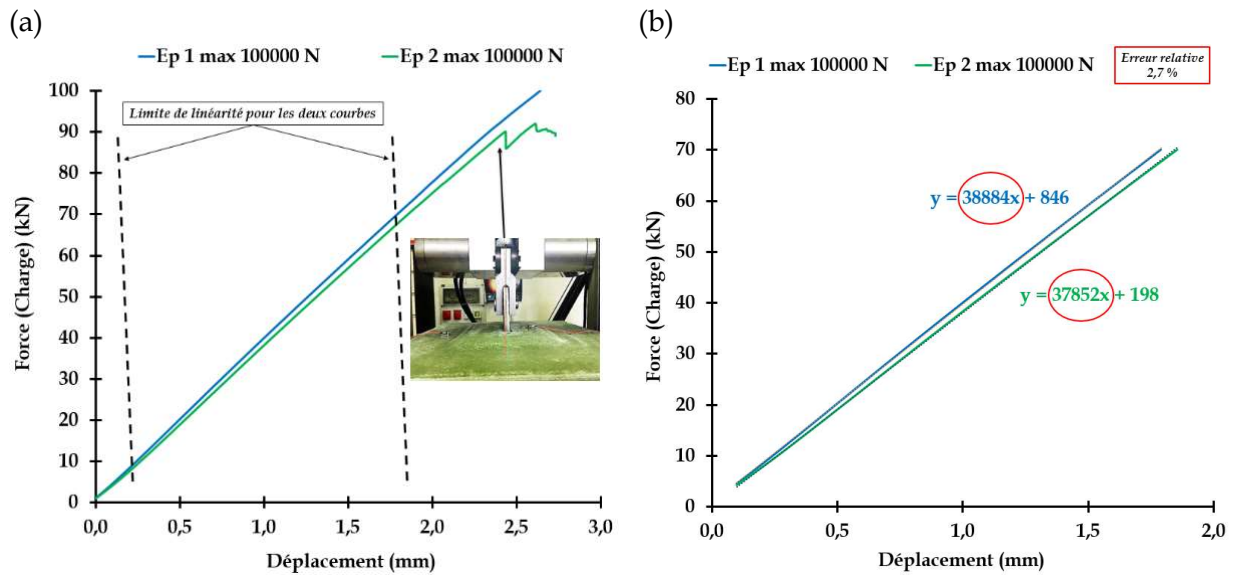


Figure III-189 : Comparaison globale entre les deux éprouvettes testées (a) avec une estimation de la différence relative entre les raideurs (b).

La première structure (éprouvette 1 en bleu) est plus rigide que la deuxième en vert (2,7 % de différence) pour des raisons qui sont liées directement aux conditions et aux méthodes de fabrication de chaque éprouvette. Cependant, les deux éprouvettes 1 et 2 ont bien tenu jusqu'à 50 kN (objectif atteint).

## VIII.2 Résistance au cisaillement du joint entre le revêtement et le stratifié

Assurer une bonne jonction entre un revêtement et un stratifié est un des critères majeurs d'appréciation des performances d'une pièce composite revêtue. Il est primordial de pouvoir caractériser son adhérence afin d'assurer l'intégrité de la structure. Cette section est consacrée donc à la description de l'essai de résistance au cisaillement permettant d'évaluer l'adhérence d'une interface, sachant qu'elle peut être caractérisée par différents critères. L'essai de cisaillement probablement le plus répandu est l'essai de cisaillement à simple recouvrement dont la géométrie est représentée sur la Figure III-190. Les deux bras constituant l'éprouvette sont soumis à des forces de traction, de sens opposées, parallèles à la liaison, jusqu'à la décohésion.

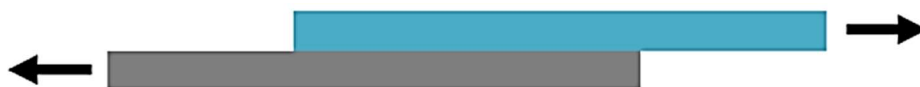


Figure III-190 : Principe de l'essai de cisaillement à simple recouvrement.

Dans notre cas d'étude, les éprouvettes doivent être prélevées dans l'épaisseur totale du stratifié et du revêtement, et doivent avoir la forme et les dimensions spécifiées dans la norme française (AFNOR NF EN 13121, 2010). Cet essai est de principe similaire à l'essai de traction à simple recouvrement, mais avec une géométrie d'éprouvette permettant l'alignement de l'effort de compression avec le plan de l'interface. La sollicitation mécanique générée est donc proche du cisaillement pur, ce qui constitue le principal avantage de cette technique. La Figure III-191 décrit donc les caractéristiques géométriques des éprouvettes testées. En effet, le numéro 1 sur la figure correspond au matériau du revêtement tandis que le numéro 2 est entaillé à l'aide d'une scie afin de délimiter la zone à cisailier.

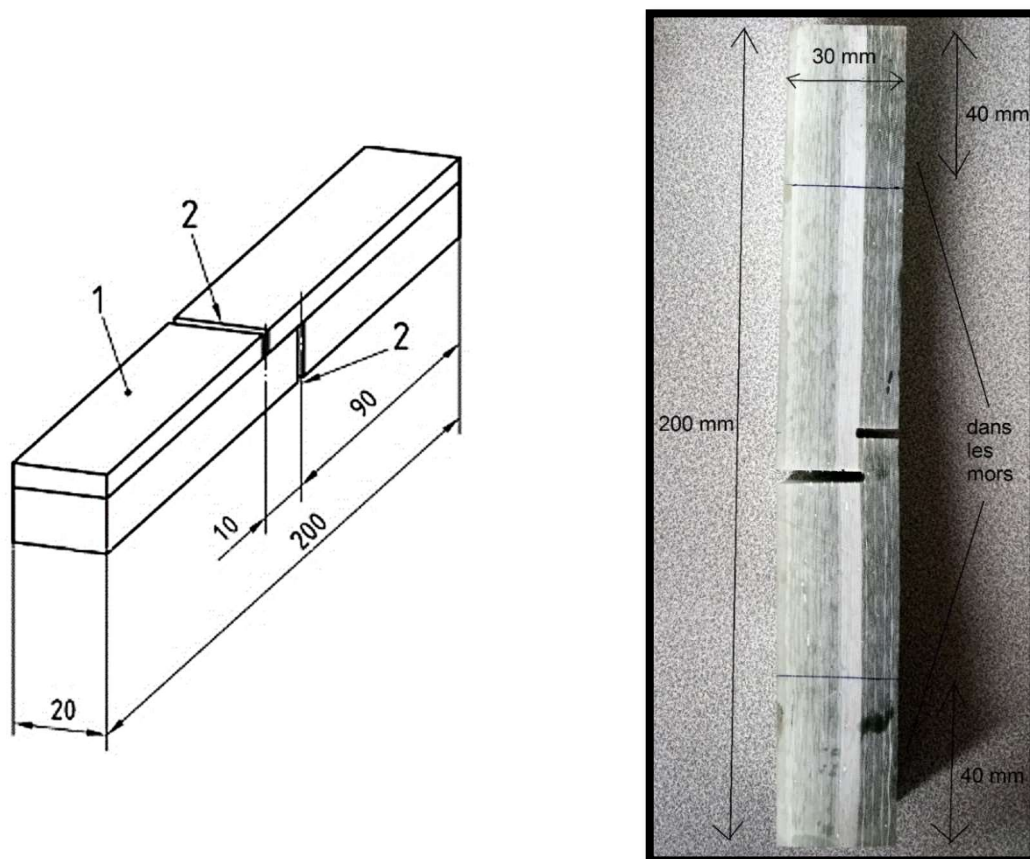


Figure III-191 : Description des caractéristiques géométriques des éprouvettes normées.

Chaque éprouvette comporte deux entailles réalisées perpendiculairement à l'axe principal, distantes de 10 mm et symétriques par rapport à l'axe transversal, d'où le nom de l'essai « cisaillement bi-entaillé ». La première entaille est réalisée à travers l'épaisseur entière du matériau du revêtement mais non à travers le stratifié et la seconde à travers l'épaisseur totale du stratifié mais non à travers le revêtement. Une fois le spécimen entaillé, il doit être serré correctement dans les mâchoires de la machine d'essai de traction (machine universelle de type Zwick dans notre cas) en respectant l'alignement axial de la direction de traction. Une déformation est appliquée par la suite à une vitesse constante fixée à 25 mm/min d'après la norme française (AFNOR NF EN 13121, 2010), jusqu'à ce qu'il y ait rupture selon un mode de défaillance type cisaillement avec pelage au niveau de la liaison entre couches.

Afin d'éviter toute rotation de l'éprouvette, et donc une déviation de la mixité modale, l'effort doit être précautionneusement appliqué pour être uniforme et perpendiculaire à la surface de l'éprouvette. Il faut dire aussi que la qualité de préparation des éprouvettes peut fortement influencer le scénario de rupture, et ainsi la force à rupture mesurée.

La Figure III-192 montre les courbes d'évolution de la charge en fonction du temps des cinq éprouvettes testées dans les mêmes conditions :

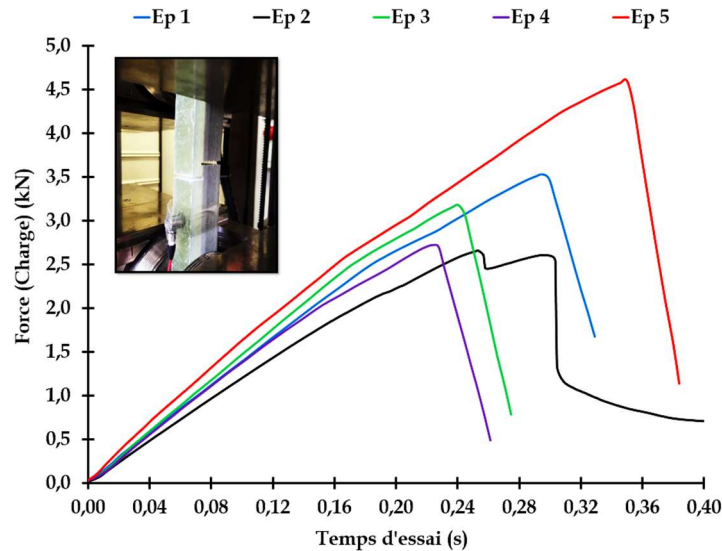


Figure III-192 : Comportement des éprouvettes par rapport au cisaillement de l'adhérence.

Concernant les résultats des essais individuels, on remarque bien un comportement quasi-linéaire dès le début pour toutes les éprouvettes, jusqu'à leur rupture brusque se situant entre 2,6 et 4,6 kN. Une deuxième pente est parfois observable suggérant un endommagement pendant le chargement. Il est possible de calculer dans ce cas la résistance d'adhérence au cisaillement de l'interface,  $\tau_s$  [N/mm<sup>2</sup>], par le rapport de la force maximale appliquée pour obtenir la rupture sur la surface cisailée de l'éprouvette, localisée entre les deux entailles :

$$\tau_s = \frac{P}{a \times b} \quad (3.50)$$

Avec  $W$  : charge de rupture déterminée [N] ;  $a$  : distance entre les entailles [mm] et  $b$  : largeur de l'éprouvette [mm].

La résistance au cisaillement inter-laminaire concernant l'interface entre les deux entailles est calculée pour les cinq éprouvettes (Tableau III-24). La valeur finale est prise égale à la moyenne arithmétique des valeurs de résistance au cisaillement de tous les spécimens.

Composite Stratifié Ep 1	Composite Stratifié Ep 2	Composite Stratifié Ep 3	Composite Stratifié Ep 4	Composite Stratifié Ep 5
$\tau_s = 17,63 \text{ N/mm}^2$	$\tau_s = 13,21 \text{ N/mm}^2$	$\tau_s = 15,77 \text{ N/mm}^2$	$\tau_s = 13,52 \text{ N/mm}^2$	$\tau_s = 23,01 \text{ N/mm}^2$
Valeur moyenne : $\tau_s$ moy = <b>16,63</b> N/mm <sup>2</sup>				

Tableau III-24 : Résistance au cisaillement inter-laminaire des éprouvettes testées.



L'illustration de la zone de cisaillement de l'adhérence sur la Figure III-193 nous informe sur les zones de concentration de contraintes pouvant être à l'origine d'un amorçage de fissure.

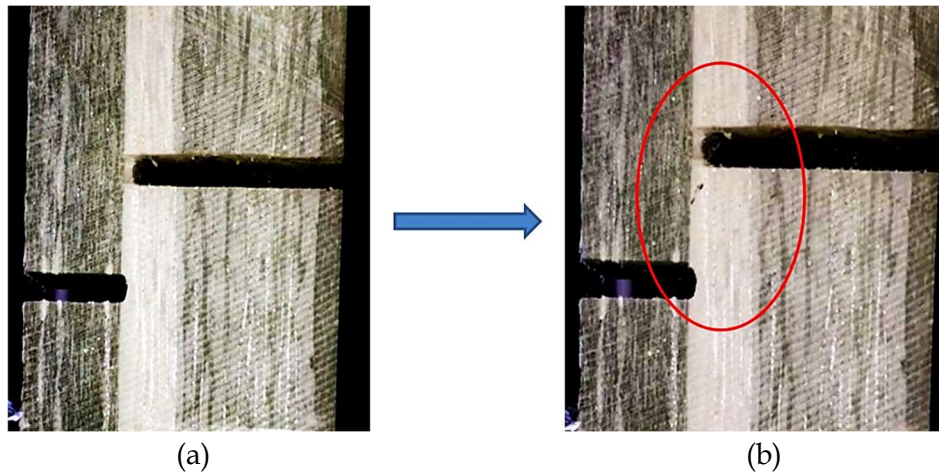
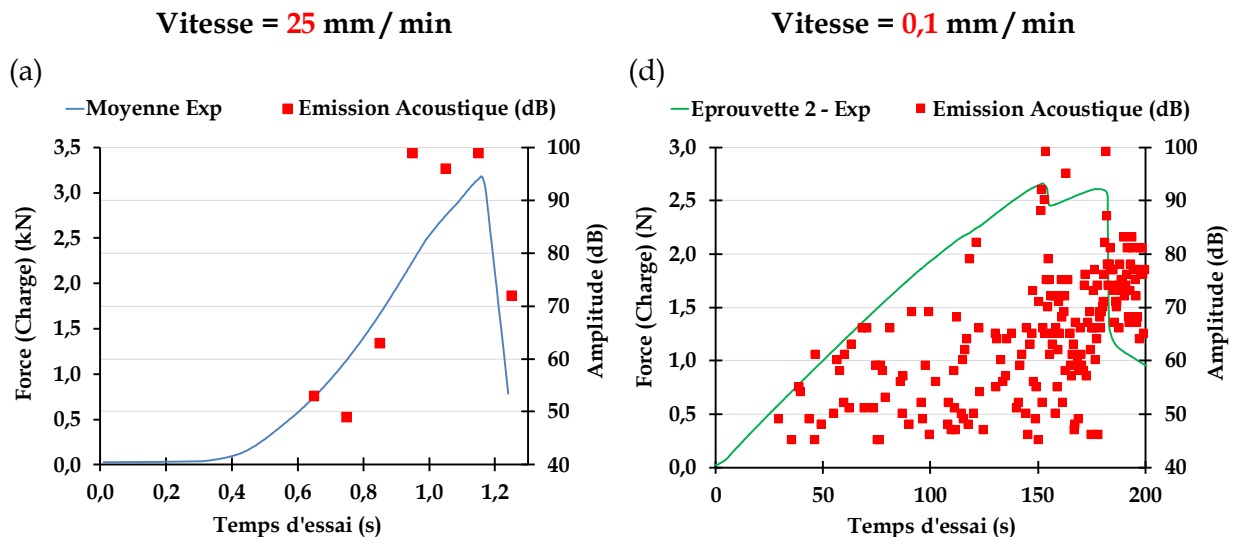


Figure III-193 : Zoom sur la zone du cisaillement de l'adhérence avant (a) et après l'essai (b).

Avant l'apparition de l'endommagement à l'interface, la contrainte de cisaillement doit être maximale au niveau de l'entaille supérieure (traversant l'épaisseur du stratifié) et doit atteindre la valeur maximale de résistance au cisaillement inter-laminaire. On peut logiquement supposer que l'interface commencera à s'endommager au niveau de cette entaille. Lorsque l'endommagement s'amorce à l'interface, les éléments endommagés perdent en raideur et la contrainte de cisaillement diminue fortement à cet endroit, comme montré sur les courbes de la Figure III-192 où la charge diminue brusquement à partir d'un certain seuil.

Parmi les cinq éprouvettes, une a été testée avec une vitesse moins importante de 0,1 mm/min et les autres avec la vitesse normalisée de 25 mm/min, afin d'estimer l'influence de la vitesse d'essai sur le comportement en cisaillement de l'adhérence. La Figure III-194 montre les différents résultats de l'essai. La méthode de contrôle non destructif par émission acoustique a été également utilisée pour comprendre l'évolution de l'endommagement avant la rupture.



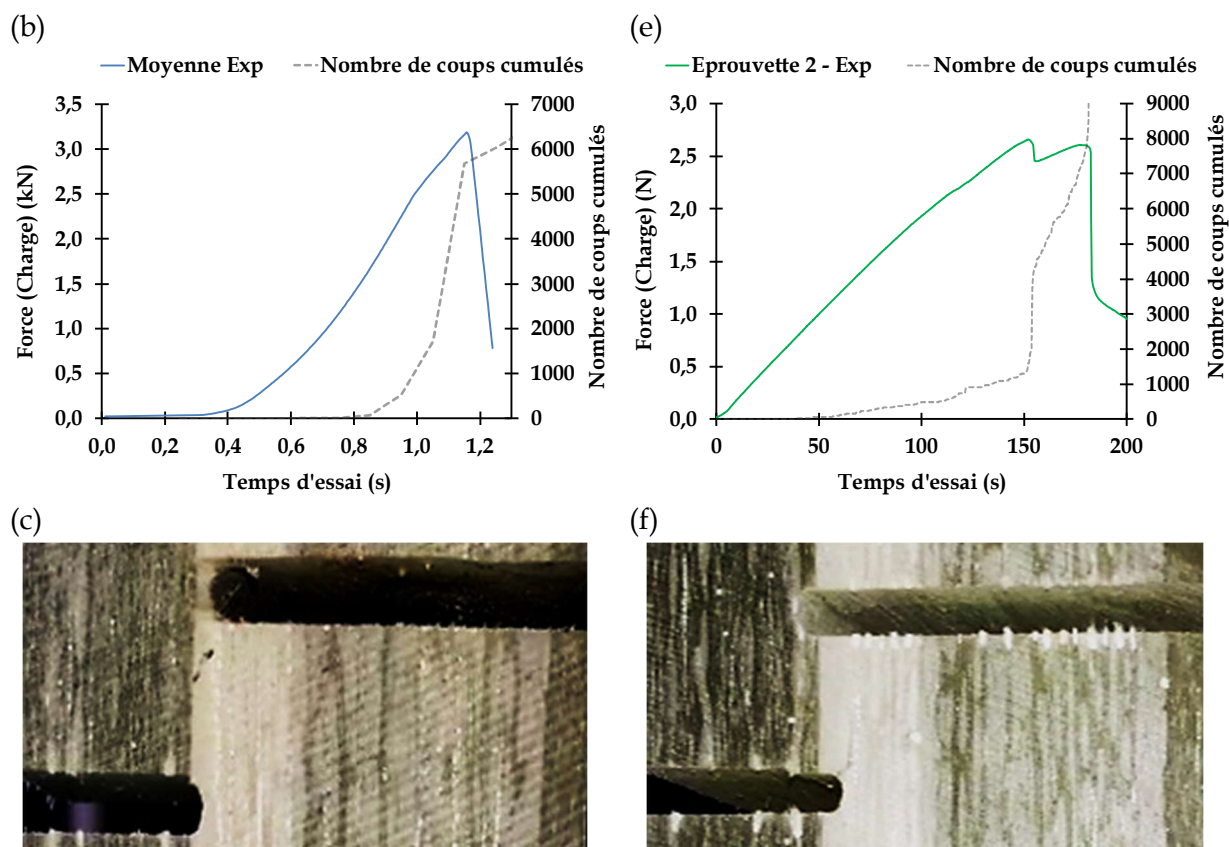


Figure III-194 : Comportement mécanique au cisaillement de l'adhérence au sein du composite stratifié : (a-c) Éprouvettes n°1, 3, 4 et 5 ; et (d-f) Éprouvette n°2.

Premièrement, les courbes qui concernent les éprouvettes 1, 3, 4 et 5 montrent que la rupture s'est produite brusquement dans tous les cas à cause de la vitesse d'essai relativement élevée (25 mm/min). En même temps, l'activité acoustique enregistré lors des essais s'avère moins importante que celle détectée dans l'essai de l'éprouvette 2, où la vitesse d'essai était de 0,1 mm/min. Dans ce deuxième cas, la charge maximale de rupture est relativement la moins élevée de toutes les éprouvettes, avec un premier endommagement majeur détecté à 2,6 kN et confirmé par une amplitude qui a dépassé les 90 dB (Figure III-194-d) et aussi par l'augmentation de la pente de la courbe qui représente le nombre de coups cumulé par rapport au temps (Figure III-194-e). Le deuxième endommagement qui s'est produit après indique que l'éprouvette a bien résisté au cisaillement pendant quelques temps avant la rupture finale. Pour ce même cas, la fissure détectée dans cette éprouvette montre bien que l'endommagement était moins catastrophique que celui dans les autres spécimens à vitesse plus haute, bien que l'activité acoustique liée à l'endommagement interne ait commencé plus tôt pendant le premier quart de l'évolution temporelle de l'essai (Figure III-194-d).

Pour conclure, suite à la présentation de ces différents essais et résultats expérimentaux aux partenaires industriels, ils ont montré leur satisfaction vis-à-vis des attentes et des objectifs fixés au début, et qui ont servi par la suite à améliorer la conception et à valider, expérimentalement, quelques points demandés par le bureau d'étude concernant l'étude de ce projet.

## Chapitre IX. Conclusions de la partie

---

Les matériaux composites sandwich envisagés pour des structures de hautes performances requièrent des approches spécifiques en termes d'essais mécaniques comme la caractérisation des propriétés pour la conception mécanique ainsi que les évaluations du contrôle de la qualité de fabrication. Généralement, la performance globale d'une structure sandwich dépend principalement des propriétés de ses constituants (peau, résine et âme) et des dimensions géométriques. Les principaux objectifs du concepteur d'un composite "Sandwich" sont de choisir les matériaux constitutifs appropriés, ainsi que de déterminer les épaisseurs respectives des peaux et de l'âme de façon à résister aux moments fléchissant, au cisaillement, et aux contraintes axiales induites par les forces appliquées sur la structure en service. Globalement, la conception est basée sur la théorie des plaques appliquée aux sandwich (théorème des poutres homogènes) et à la sélection des matériaux constitutifs. Notamment, la rigidité en flexion est la principale raison qui justifie l'utilisation de structures sandwich. Cependant, la rigidité en flexion pure n'est souvent pas suffisante pour quantifier la performance d'une structure puisque cette sollicitation n'intervient jamais seule. Les comportements en traction dans le plan, en compression hors-plan ou en cisaillement transverse, ne doivent pas être négligés. En effet les poutres en sandwich, subissant un chargement en flexion générale, en cisaillement ou en compression dans le plan, affichent différents modes de défaillance. Les modes d'endommagement et leur initiation peuvent être prédits en effectuant une analyse de contraintes approfondie et en appliquant des critères de rupture appropriés dans les régions critiques de la poutre, y compris les effets tridimensionnels de la structure. Cette analyse est relativement sensible et difficile en raison du comportement non linéaire et souvent inélastique des matériaux constitutifs et des interactions complexes entre les modes de rupture qui peuvent être générés. Pour cette raison, des expériences bien conçues et soigneusement conduites sont importantes pour élucider les phénomènes physiques et aider à l'analyse du comportement mécanique de ces structures. Dans cette partie, diverses caractérisations expérimentales quasi-statiques des sandwich étudiés ont été présentées.

Après l'introduction dans un premier chapitre de cette partie, le comportement mécanique des différentes structures en sandwich composites (rappelées dans le deuxième chapitre), composés de mousses en PET, PU et Nida PP avec des fibres de verre pour les peaux, a été étudié expérimentalement, théoriquement et numériquement par différentes méthodes de caractérisation en flexion trois et quatre points, en compression transversale et longitudinale, en traction perpendiculaire, utilisant en parallèle un moyen de contrôle non destructif qui est l'émission acoustique (AE). Les conclusions suivantes sont tirées de l'étude.

Tout d'abord, concernant le comportement en flexion des matériaux (abordé dans le troisième chapitre), les courbes expérimentales de contrainte - déformation ont montré un comportement élastique initial linéaire avec une variation relative de la rigidité avant la rupture finale. Les échantillons avec des âmes en mousse Polyéthylène Téréphtalate (PET)

ayant plusieurs densités rompent de façon catastrophique défaillance en cisaillement de l'âme accompagnée d'un délaminage à l'interface entre peau/âme. Pour les échantillons avec des âmes en Polyuréthane (PU) ou en Nid d'abeille Polypropylène (PP), il y a eu principalement une compression quasi-statique des deux types d'âmes puisque la nature du matériau constituant diffère de celui des mousses PET avec des densités moins importantes. L'analyse théorique a raisonnablement prédit la rigidité en flexion des structures planes modélisées numériquement, mais elle n'a pas pu corrélérer ces prédictions avec les résultats expérimentaux du comportement des structures courbes. D'autre part, les résultats numériques par éléments finis sont assez conformes aux résultats expérimentaux quand la charge est au-dessous de la limite maximale élastique. Le contrôle par Emission Acoustique a été utilisé pour vérifier en même temps et en temps réel l'activité acoustique de chaque matériau candidat en quantifiant l'endommagement en premier lieu, et en identifiant par la suite les différents mécanismes qui en sont à l'origine afin d'établir leur chronologie. De plus, les effets d'atténuation liés à la croissance de l'endommagement ont été pris en compte dans l'analyse de l'énergie des sources acoustiques. Cette étude a apporté des conclusions intéressantes concernant le comportement non linéaire des structures sandwich avec les différents types d'âmes en PET et PP.

Il faut noter que le procédé de fabrication par enroulement filamentaire joue un rôle très important et peut avoir une influence sur les propriétés mécaniques des âmes constituantes, en particulier les mousses PET avec ou sans quadrillage, en raison de la présence d'une certaine quantité de résine absorbée ou coulée dans les espacements au sein de ce matériau. De plus, le problème inhérent qui concerne l'interface entre l'âme et les peaux stratifiées est très lié à la présence de cette résine supplémentaire due à la porosité de la surface de l'âme ou bien des cavités créées au cours du processus de mise en forme. Donc la bonne gestion de l'écoulement de la résine est considérée comme une priorité dans notre optimisation du processus de fabrication, afin de réduire la masse et les coûts éventuels. Par conséquent, la considération de la méthode de mise en forme et la technique de fabrication est une partie critique du processus de conception. Ainsi, la variabilité des résultats concernant l'endommagement des échantillons est importante. Ceci est principalement dû aux variations locales des propriétés de chaque type de structure. Une approche de la variabilité semble être essentielle pour mieux comprendre l'initiation de l'endommagement des spécimens testés. Il est évident d'après les conclusions qu'on doit se concentrer davantage sur la recherche d'une solution théorique pour prendre en compte l'effet de la courbure dans l'analyse du comportement des matériaux candidats.

Dans le quatrième chapitre, les essais de traction perpendiculaire (tests d'arrachement) sur les sandwich candidats ont été traités et analysés. Ils ont démontré que l'intégrité de la liaison peaux-âme est un paramètre primordial qui doit être pris en compte afin de maintenir une certaine stabilité pour la structure et permettre ainsi le transfert de charges entre les peaux et l'âme. Cette méthode d'essai a permis aussi de fournir des informations sur la résistance et la qualité des âmes constituantes en fonction de leurs différentes masses volumiques. Dans cette démarche, les propriétés élastiques des différents échantillons ont pu être déterminées. Les données de résistance à la traction transverse et du module

correspondant ont été produites pour chaque matériau d'âme afin d'améliorer les propriétés de conception structurelles et bien choisir le type d'âme adéquat pour notre étude. Ces résultats ont été comparés entre eux et cette comparaison a permis de mettre en évidence une rigidification de l'âme en mousse PET quadrillée du fait de l'absorption d'une certaine quantité de résine lors du procédé de mise en œuvre par enroulement filamentaire. De plus, la variabilité des contraintes à la rupture mesurées pour tous les spécimens a été discutée.

D'autre part, les essais de compression transverse ou perpendiculaire ont été présentés dans le cinquième chapitre. Étant donné que le matériau de l'âme est la partie la plus faible du composite sandwich, les études expérimentales réalisées dans ce chapitre ont permis de déterminer les propriétés mécaniques fondamentales de ce constituant en compression transverse, en analysant en parallèle l'effet de la variation de la masse volumique de l'âme sur les propriétés globales de la structure. Donc les différentes résistances et modules en compression des âmes sandwich étudiées ont été déterminées et comparées entre elles pour choisir convenablement le matériau adéquat qui répond bien à ce type de sollicitation. De plus, la précision des données expérimentales a été évaluée par une modélisation numérique du comportement des échantillons, que ce soit en traction ou en compression perpendiculaire. De ce fait, plusieurs investigations plus approfondies aux niveaux expérimental et numérique sont menées sur l'effet de la présence de la résine lors de l'enroulement filamentaire concernant les matériaux candidats. En complément de cette étude, la prise en compte de la variabilité locale des propriétés mécaniques des structures enroulées a permis d'expliquer la variabilité très importante des propriétés à la rupture, observée dans une configuration d'essai particulière à savoir la structure sandwich possédant une âme en mousse PET quadrillée de  $70 \text{ kg/m}^3$ .

Le sixième chapitre de cette partie a montré les résultats d'un autre type de test de compression mais dans une direction parallèle aux peaux des éprouvettes sandwich. Les propriétés mécaniques de chaque spécimen ont été déterminées en compression longitudinale pour les prendre en compte dans la conception de la structure voulue (résistances et modules correspondants). Il s'est avéré que le type et la nature des peaux constituantes jouent un rôle primordial dans le comportement des sandwich sollicités principalement dans une direction parallèle à leur plan, tout comme la résistance de l'interface entre âme-peaux qui constitue la partie la plus sensible d'un sandwich. Ceci a confirmé déjà les résultats de l'étude menée dans les essais de traction perpendiculaire sur les mêmes types de configurations sandwich. En effet la plupart des propriétés des peaux en compression, telles que la résistance et la rigidité, sont très affectées par la nature des fibres utilisées dans leur fabrication ainsi que le type et le sens de leur stratification. Pour cette sollicitation, le type de l'âme sandwich utilisée ainsi que ses caractéristiques mécaniques ont une influence relativement faible par rapport aux peaux, à cause de la différence notable entre leurs propriétés mécaniques dans cette direction de chargement.

Dans le septième chapitre, et après l'introduction du protocole expérimental utilisé, les résultats obtenus lors des essais d'impact à basse vitesse ont été présentés et discutés. L'étude a porté sur l'effet de l'indentation de la structure sandwich à faible vitesse et à faible

énergie sur les propriétés structurelles de chaque spécimen étudié. Une analyse concernant l'influence de la masse volumique des âmes sur la réponse des sandwich a été abordée par la suite. Les mécanismes de rupture observés ont été décrits et analysés. Ces résultats ont permis en effet d'identifier les mécanismes d'endommagement survenant au cours de l'impact pour les différentes structures à âmes en mousse PET, PU et en nid d'abeille PP. Toutefois, les résultats obtenus restent très dépendants des conditions expérimentales utilisées. Il faut rappeler que l'objectif de cette étude n'était pas de réaliser une caractérisation complète, mais de mettre en évidence les principaux aspects du comportement des matériaux sélectionnés soumis à ce type de chargement pour avoir à la fin une base de données très vaste qui aide au choix du matériau final de la citerne.

Le huitième chapitre a montré une étude sur la résistance à l'arrachement d'inserts et au cisaillement entre matériaux différents. En effet, cette étude expérimentale a été réalisée pour caractériser le comportement d'un type d'insert métallique à l'arrachement, puisqu'il permet l'utilisation de vis. Aussi, le but a été la validation du comportement des pièces métalliques insérées qui assurent la reprise des efforts pour lier des structures lourdes. Dans un second temps, des tests élémentaires ont été réalisés pour déterminer la résistance au cisaillement de la jonction entre un revêtement en thermoplastique et la peau stratifiée formant la couche supérieure de la citerne. Le but a été la quantification de cette résistance mécanique à la décohésion de l'interface afin de s'assurer de sa bonne tenue en service.

## **Conclusions & Perspectives**

---

A l'heure actuelle, les solutions multi-matériaux sandwich se présentent comme une réelle alternative à certains matériaux composites dits monolithiques ou des solutions métalliques. Elles permettent en effet de réaliser des éléments structurels qui associent simultanément de nombreuses propriétés mécaniques et physiques qu'il est habituellement nécessaire de réaliser avec différents produits complémentaires. La solution sandwich permet d'intégrer dans une seule opération plusieurs fonctions, ce qui peut la rendre économiquement compétitive. Dans ce contexte, la présente contribution a porté sur l'élaboration et la caractérisation d'une structure composite sandwich courbe par enroulement filamentaire, mécaniquement performante, en respectant les besoins du cahier des charges en vue du développement de la meilleure conception possible d'une citerne routière pour des véhicules d'hydrocurage. Là aussi, la recherche de l'allègement pour diminuer les rejets de CO<sub>2</sub> ainsi que les nouvelles exigences en matière de recyclage privilégient ce type de solution. En effet, cette technique s'inscrit parfaitement dans l'optique de "développement durable" indispensable à la sauvegarde de notre planète. Face au nombre de paramètres ou facteurs pouvant intervenir dans la conception d'une telle citerne, l'étude a volontairement été bornée au choix d'un matériau, à une géométrie de réservoir et à un procédé de fabrication fixés.

De ce fait, et en se basant sur le principe de l'enroulement filamentaire classique, le premier défi a consisté en une recherche approfondie des solutions de conception qui sont les mieux adaptées à l'enroulement d'un matériau sandwich sur un mandrin cylindrique, tout en respectant les paramètres de l'enroulement et leurs influences sur la structure et les propriétés. Un certain nombre de spécificités liées à ce procédé ont été mises en évidence, afin d'identifier l'effet de cette méthode de fabrication sur les matériaux sandwich fabriqués. Ensuite, les différentes conceptions ont été présentées lors des comités de pilotage technique afin de permettre aux membres du consortium d'avancer sur la conception et la réalisation du véhicule en validant la solution finale. Nous insistons sur le fait que les solutions proposées ne sont optimales que dans le cadre bien spécifique de cette étude. De plus, les matériaux constitutifs de la structure voulue ont été choisis en se basant sur une approche de conception intégrée. Pour cela, quelques critères de choix déterminants ont été fixés dans cette étude qui ont permis par la suite la validation des matériaux d'âme qui doivent être utilisés en fonction de la solution d'enroulement adoptée.

Une fois la solution de conception validée, un équipement prototype a été aménagé dans le laboratoire pour effectuer les tests élémentaires nécessaires. En effet, cette solution consiste à thermoformer des âmes en mousse PET standard comme première étape, et à les déposer par la suite sur le mandrin d'enroulement qui contient la première peau déjà formée. Ce principe s'est avéré comme le plus intéressant pour le partenaire industriel à cause de la simplicité de mise en œuvre de la structure courbe voulue et aussi du point de vue écologique. En effet, mis à part les avantages structurels de la mousse en PET choisie, cette matière plastique est

recyclable à 100 % et se retrouve dans le circuit économique en tant que matériau recyclable de haute qualité. Afin de valider cette étape très importante dans la conception proposée, des essais de faisabilité ont été réalisés au laboratoire en premier lieu pour arriver ensuite à faire fabriquer des échantillons industriellement avec le vrai procédé.

Etant donné que les matériaux d'âme sont choisis suivant les critères fixés en relation avec la solution retenue, une caractérisation statique et dynamique est menée sur des échantillons incurvés fabriqués par le procédé optimisé pour notre application. Il faut rappeler que tous les matériaux d'âme (mousse rigide en polyéthylène téréphtalate PET, mousse hybride en polyuréthane PU et âme en nid d'abeille polypropylène PP) étaient recouverts de mêmes peaux stratifiées en fibres de verre / résine polyester. Cette partie a montré notamment différents essais expérimentaux (traction perpendiculaire, flexion à trois et quatre points, compression perpendiculaire et longitudinale, impact à basse vitesse) dans le but de valider le comportement de la structure visée avec les dimensions et les combinaisons de matériaux les plus appropriées, en tenant compte du processus de fabrication. Cette série d'essais mécaniques a été choisi en collaboration avec le bureau d'étude partenaire afin d'alimenter les modèles de validation numériques conçus dans le cadre de ce projet. Une meilleure configuration structurelle est retenue à la fin pour la fabrication de la citerne routière prototype. Afin d'aboutir à ce résultat final, il était évident de passer par plusieurs étapes dans l'étude expérimentale menée dans cette thèse. En effet chaque essai a permis d'analyser l'effet indépendant de chaque sollicitation sur les matériaux candidats et de donner une vision globale sur le comportement des matériaux élaborés. Afin de mieux appréhender la compréhension de l'influence des caractéristiques intrinsèques des échantillons fabriqués par enroulement filamentaire, une étude comparative a été menée entre toutes les configurations de matériaux composites sandwich, et les conclusions suivantes ont été tirés.

Tout d'abord, le comportement de tous les spécimens sandwich a été caractérisé par des essais quasi-statiques en flexion trois ou quatre points. Ces essais sont pertinents pour ce type de structure, puisque les charges exercées sur les matériaux sont transmises d'une peau à l'autre par cisaillement transverse de l'âme et que de bonnes propriétés en compression transverse diminuent les effets de poinçonnement au voisinage des appuis. Les résultats expérimentaux obtenus ont montré une différence significative au niveau de la rigidité globale par rapport aux valeurs déterminées avec la théorie des poutres sandwich. Ce premier constat confirme déjà le rôle très important de la géométrie courbe des spécimens. D'autre part, une augmentation de la masse volumique de la mousse en PET standard a permis d'améliorer les caractéristiques mécaniques surtout en termes de contrainte à rupture et module correspondant. Néanmoins, pour les mousses en PET quadrillé, la quantité de résine présente dans les grilles de ces échantillons a permis d'augmenter significativement leur rigidité initiale pour une déformation maximale moins importante par rapport aux autres types de mousse utilisés. Dans ce cas ces matériaux d'âme se sont positionnés mieux par rapport aux autres âmes en PU ou en nid d'abeille PP. En même temps, tous les essais mécaniques ont été suivis par émission acoustique (EA). Cette technique a bien confirmé l'endommagement des sandwich par accumulation de ruptures de fibres au sein des peaux, accompagné d'un cisaillement de l'âme qui amène à une défaillance totale du spécimen testé,



et aussi par une propagation du délaminage entre les peaux et l'âme constituantes. Toutefois, comme première perspective, le comportement en flexion en fatigue cyclique des différents matériaux sélectionnés devra être analysé dans les mêmes conditions expérimentales que pour les essais de flexion quasi-statiques, afin de déterminer la durée de vie des sandwich potentiels. Des essais complémentaires sont donc nécessaires, d'une part pour une meilleure appréhension de la variabilité des résultats et d'autre part pour estimer les propriétés résiduelles de ce type de matériau après un chargement en fatigue. D'autre part, les essais réalisés en traction (tests d'arrachement) ont permis de montrer que la résistance de l'interface et/ou de l'âme en traction perpendiculaire des sandwich candidats apparaît comparable voire supérieure à celle de structures à peaux en composite GFRP ou CFRP et à âme en mousse PVC. Cette méthode d'essai a permis aussi de fournir des informations sur la résistance et la qualité des âmes constituantes en fonction de leurs différentes masses volumiques. Étant donné que le matériau de l'âme est la partie la plus faible du composite sandwich, les résultats expérimentaux ont permis de déterminer les propriétés mécaniques fondamentales de ce constituant en compression transverse, en analysant aussi l'effet de la variation de la masse volumique de l'âme sur les propriétés globales de la structure. De plus, plusieurs investigations plus approfondies aux niveaux expérimental et numérique ont été menées sur l'effet de la présence de la résine lors de l'enroulement filamentaire. Cette étude a permis d'expliquer la variabilité très importante des propriétés à la rupture, observée dans une configuration sandwich particulière possédant une âme en mousse PET quadrillée de 70 kg/m<sup>3</sup>. D'autre part, les essais de compression longitudinale ont confirmé que le type et la nature des peaux jouent un rôle primordial dans le comportement des sandwich sollicités principalement dans une direction parallèle à leur plan, tout comme la résistance de l'interface entre âme-peaux qui constitue la partie la plus sensible d'un sandwich. Ces différents résultats offrent ainsi des perspectives intéressantes pour la réalisation d'études numériques visant à simuler l'apparition et/ou la propagation des différents mécanismes d'endommagement pour ce type de matériau. De surcroît, l'utilisation de la technique d'émission acoustique peut être envisagée pour la détection en temps réel des différents phénomènes survenant au sein de la structure en cours de sollicitation. Cette perspective est intéressante en vue de l'utilisation des techniques de classification supervisées ou encore de contrôle de santé des structures. Concernant la réponse à l'impact à faible vitesse et faible masse, l'analyse des mécanismes d'endommagement a permis de mettre en évidence les dégradations importantes de la peau supérieure dès les plus faibles niveaux d'énergie. Il a été démontré notamment que l'augmentation de la densité de l'âme confère aux structures sandwich une bonne capacité à dissiper l'énergie de l'impact. Toutefois, des études supplémentaires apparaissent nécessaires pour pouvoir comparer objectivement la réponse des différents matériaux candidats. Par exemple, les propriétés résiduelles des différents matériaux après impact ou après fatigue doivent être estimées. D'autres conditions aux limites doivent aussi être envisagées pour se placer dans des conditions de sollicitation moins sévères. Enfin, le couple (masse, vitesse) et la taille de l'impacteur peuvent être variées afin d'étudier une plus vaste gamme de sollicitation.

En conclusion, il a été possible de mettre en évidence les améliorations apportées par des âmes drapables sur les propriétés mécaniques nécessaires pour la tenue dans le temps de l'application industrielle du projet. Des relations entre certaines de ces propriétés et la masse volumique ont pu être établies. Par ailleurs, malgré un comportement fortement anisotrope, les âmes en mousse PET ont révélé de très bonnes performances en compression et en cisaillement en configuration « quadrillé » et « standard » et pour des densités relativement intéressantes comprises entre 70 et 100 kg/m<sup>3</sup>. De plus, la comparaison des résultats expérimentaux avec ceux de la simulation numérique pour ce type de structure sandwich multicouche montre des écarts acceptables compte tenu des défauts systématiques introduits par les processus de fabrication et des incertitudes provenant des appareils de test. Ce travail pourra se poursuivre en étudiant d'autres combinaisons des matériaux d'âme et en faisant appel à des modèles de simulation plus élaborés afin de proposer une caractérisation plus complète. Il faut retenir de ce travail que nous avons essayé de coupler des aspects « matériaux structuraux » et des aspects « procédés de fabrication » de manière à répondre dans les délais impartis au besoin de développement d'une méthode simple et fiable d'obtention d'une structure industrielle en composites sandwich enroulée sur un mandrin cylindrique. Sa mise en place n'est que la partie visible de ce qu'a apporté cette étude. Le caractère original et remarquable de ce travail réside dans le fait qu'il met en place un véritable procédé de fabrication qui prend en compte les paramètres sensibles du procédé à l'échelle des structures de taille industrielle. Il faut rappeler néanmoins que le projet a rencontré plusieurs phases de recherche, et parmi ces phases on trouve deux thèses menées en parallèle avec des travaux de développement expérimental portant sur la conception du véhicule et des principaux composants. Un premier prototype a été assemblé et testé en situation réelle, afin de vérifier la faisabilité industrielle et démontrer la capacité de tenue en service des équipements.

## Partie 4

# Annexe

### Sommaire

---

Chapitre I.	Fibres de verre tissés PARABeam 3D .....	225
Chapitre II.	ARMAform PET - Âme en mousse.....	227
Chapitre III.	SAERfoam - Âme structure 3D .....	233
Chapitre IV.	NIDApplast - Âme en nid d'abeilles .....	237
Chapitre V.	Montage de test en bois courbée.....	239
Chapitre VI.	Montage prototype de thermoformage des âmes PET.....	241
Chapitre VII.	Conception du dispositif de caractérisation en flexion 3 et 4 points .....	245
Chapitre VIII.	Conception du dispositif de caractérisation en traction perp. ....	250
Chapitre IX.	Conception du dispositif de caractérisation en compression perp.....	252

# Chapitre I. Fibres de verre tissés PARAbeam 3D



dedicated to innovation

## GENERAL DESCRIPTION

Parabeam® 3D Glass Fabrics is a three dimensional woven fabric for simple and quick production of sandwich constructions. Its outstanding mechanical performance and ease of use make it a perfect material for the composite industry. Sandwich parts can be manufactured in just one single step. Parabeam® 3D Glass Fabrics are available in a thickness range from 0.12 - 0.87 inches and can be used with polyester, vinylester, epoxy as well as phenolic resins.

## FIBER-RESIN RATIO

The resin content depends upon the desired weight and compression values. Optimum fiber-resin ratio ranges between 1:0,9 and 1:1,5.

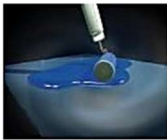
## DRAPEABILITY

Parabeam® 3D Glass Fabrics can be shaped in three-dimensional forms depending upon the thickness of the fabric and the complexity of the shape. Thinner fabrics, in general, have a better drape than thicker fabrics. In a corner with a 90° angle, the Parabeam® 3D Glass fabric is squeezed down with a corner roller. Within 0.6 inches of the corner, the fabric will raise to its original thickness. Extra tapes of reinforcement in the corner can be applied to increase the corner stiffness. Together with the geometry stiffness of a corner this adds superior stiffness to your product.

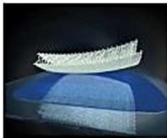
## APPLICATION INSTRUCTIONS



Calculate the Parabeam® 3D Glass Fabrics' weight for the surface area desired. Define resin quantity according to the fiber-resin ratio (see for resin consumption indicator overleaf). Precautions should be taken to avoid cure inhibition when using UP resins. A low styrene emission (LSE) type or alternatively the addition of a styrene emission reducer to the resin is recommended.



Evenly apply approximately 40 % of the recommended resin quantity on the surface of the mould.



Apply the Parabeam® 3D Glass Fabric into the resin layer and roll the fabric firmly from the center outwards with a mohair roller or a longitudinally grooved aluminum roller to achieve a good contact with the surface underneath.



Evenly apply the remaining approximately 60 % of the recommended resin quantity over the fabric. The capillary forces in the Parabeam® 3D Glass Fabric will automatically impregnate the fabric. De-airing is not necessary since the layers are thin and air will escape on all sides.



Gentle rolling of the top face of the fabric will secure a plain surface. For all fabrics up to 0.87 inches, the maximum height is achieved by finishing with gently rolling in weft direction against the pile direction.

The above steps can be used in making a complete laminate with additional fiber reinforcements in the inner and outer skins and doing so in a wet-in-wet process.

# Technical Data Sheet

For Parabeam® 3D Laminates with Polyester resin<sup>1</sup>

## Parabeam® 3D Glass Fabrics

Fabric Type	PARAGLASS											PARATANK		
	3	5	8	10	12	15	18	22	3	4,5	6			
<b>For laminated thickness<sup>2</sup></b>														
Laminate	3,0	5,0	8,0	10,0	12,0	15,0	18,0	22,0	3	4,5	6			
Face	0,4	0,4	0,4	0,6	0,6	0,6	0,6	0,6	0,4	0,4	0,4			
<b>Weight<sup>3</sup></b>														
Fabric	0,78	0,84	0,93	1,43	1,50	1,60	1,72	1,68	0,75	0,85	0,90			
Laminate	1,64	1,76	1,95	3,01	3,15	3,36	3,61	3,53	1,80	2,05	2,20			
<b>Thermal Properties</b>														
Thermal Conductivity $\lambda$	DIN 52616													
	0,06	0,06	0,06	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	
Thermal Resistance R	0,05	0,09	0,13	0,13	0,16	0,19	0,22	0,28	0,05	0,07	0,11			
<b>Mechanical Properties</b>														
Compressive strength	ASTM 365	typ	8,8	4,8	2,7	1,5	1,1	1,0	0,9	0,9	0,4	8,0	7,0	4,0
		min	7,8	3,7	2,0	1,4	1,0	0,9	0,7	0,3	7,1	5,4	4,0	
Shear strength	ASTM 273	typ	1,0	0,8	0,5	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	1,5	2,9	2,3
		min	0,9	0,7	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,7	1,3	1,0	
Shear modulus	ASTM 273	typ	5,7	9,5	13,4	7,3	6,9	2,0	1,8	0,8	80,0	70,0	60,0	
		min	4,2	7,6	10,3	1,8	1,7	1,2	0,8	0,6	12,0	45,0	20,0	
Bending stiffness	ASTM 393	typ	0,9	3,2	7,5	18,1	26,2	38,0	55,9	44,0	1,0	1,9	4,1	
		min	0,5	2,8	6,8	13,6	21,6	25,6	31,3	32,8	0,8	1,6	3,0	

Note: All mechanical and thermal properties are obtained on laminates prepared according to the Application Instruction. The mechanical properties are classified in two categories: typical and min(max). A typical value is the mean average of a number of test values and a minimum value is the minimum property. The values differ with the direction of the fabric. Well direction results in better mechanical properties than weft direction.

Legend:

- <sup>1</sup> Standard polyester resin with average mechanical properties
- <sup>2</sup> For laminates with a pit angle of 70°/80°
- <sup>3</sup> Glass/ resin ratio according to Resin consumption table

Parabeam Industrie- en Handelsonderneming b.v.  
 Hoogeindsestraat 49, 5705 AL Helmond ■ P.O. Box 134, 5700 AC Helmond ■ The Netherlands  
 Tel. +31(0) 492 570625 ■ Fax: +31(0) 492 570733 ■ E-mail: sales@parabeam.nl ■ www.parabeam3d.com

## Chapitre II. ARMAform PET - Âme en mousse



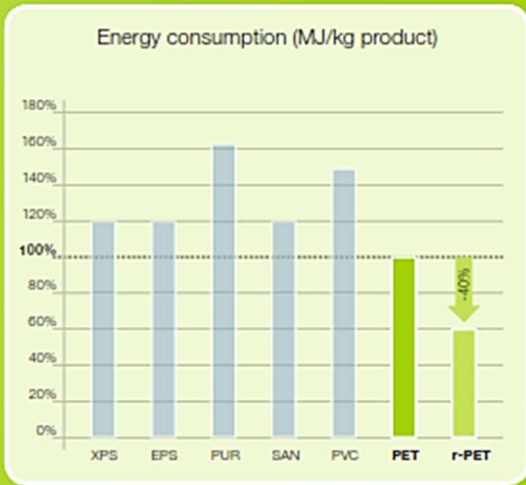
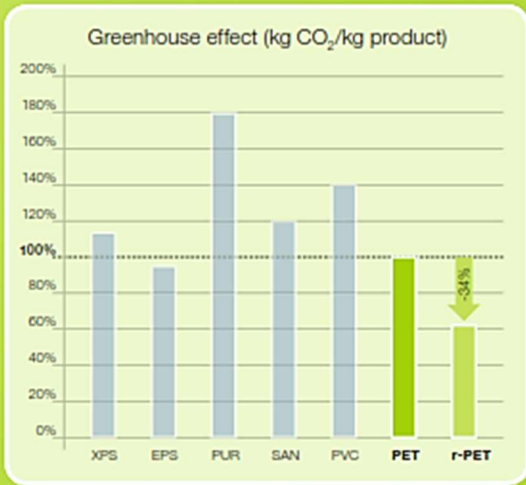
### ArmaFORM PET GR – a truly sustainable concept

**“Caring for Climate”, a UN Global Impact Initiative, highlights the responsibility of businesses to reflect the needs of climate protection. A principle we have fully endorsed as well in our PET production: the product is fully recyclable, we re-use 100% of our material process loss in internal recycling, and we do not use any ozone-depleting HFH or CFC blowing agents.**

But we did not stop here and have made again a significant contribution to sustainable growth: Scientists of the global R&D Team of Armacell have spent several years to develop a technology that enables the production of PET foam boards in consistent, reliable qualities made 100% from post-consumer PET packaging materials (r-PET). While "cradle to cradle" recycling of PET bottles is common

practice and r-PET bottles are considered a valuable raw material, Armacell has developed the capability to recycle a PET packaging waste stream, which to a large degree ends up on landfills or goes to incineration, but it is now used to produce ArmaForm PET GR.

Making the post-consumer r-PET requires 70% less energy and produces 80% less CO<sub>2</sub> per unit than the virgin PET resin <sup>1</sup>. Using such r-PET as a raw material for our foaming process, a 30% reduction of the carbon footprint is possible compared to the use of virgin PET resin. The results of comprehensive LCA review <sup>2</sup> are depicted in the two charts indicating the relative greenhouse effect (CO<sub>2</sub> emissions) and energy consumption of various foams, including that of ArmaFORM PET GR (made of r-PET).



**ArmaFORM PET GR – You won't find a more sustainable solution for foam cores used in the composite industry!**

<sup>1</sup>Life cycle inventory of 100% post-consumer HDPE and PET recycled resin from post-consumer containers and packaging Franklin Associates, January 2011.

<sup>2</sup>Armacell LCA report, data from 2011.



## Complete monitoring for 100% safety

Our products and processes reflect the highest quality standards for products and services in line with ISO 9001:2008. We use state-of-the-art technology for production, control and monitoring in the ArmaFORM PET manufacturing process. For instance, we have implemented fully integrated ERP and Six Sigma process monitoring systems, which enable full 100% quality control of important product properties relevant to the reliable performance of a sandwich composite:

### Challenge No. 1: Density variation

The mechanical properties are all related directly to the density of the foam core. The physical properties of the sandwich panel thus depend on close density control of the core.

#### The ArmaFORM PET Solution:

Density variation is kept at a very low level (< 5%), because ArmaFORM PET production features 100% in-line control. Monitoring density information continuously and using that information to adjust process parameters prevents failures of the sandwich due to uncontrolled density variations.

### Challenge No. 2: Thickness variation

Stiffness is an important characteristic of a sandwich composite that increases exponentially with the thickness of the core material. Small variations in core thickness already have a big impact. Reliable performance of the sandwich depends heavily on compliance of the delivered core material board thickness with the requirements as calculated and



requested by the design engineer. Additionally, thickness variation in the interface between two core sheets could result in local buckling or kinking of the sandwich face sheets.

#### The ArmaFORM PET Solution:

Automated, 100% in-line control measures every single board to ensure the precise thickness tolerance range.

### Challenge No. 3: Surface damage or impurities

Surface damage and impurities can lead to delamination of the sandwich skin and subsequent blistering in and failure of the sandwich panels.

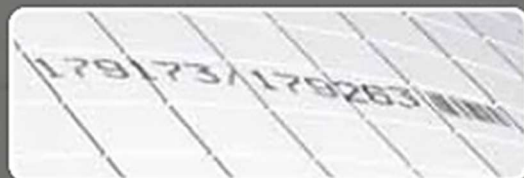
#### The ArmaFORM PET Solution:

All individual boards are subjected to in-line optical scanning. Screening the foam core sheets for surface damage and impurities ensures reliable adhesion between the foam core and the FRP laminates and prevents failure of the sandwich elements. When the system is outside the specified tolerances, the slicing line stops and an operator has to intervene.

The final product is continuously compared against the original approved material, including visual inspection and packaging requirements. Above and beyond these in-line measurements and inspections, a series of additional tests are performed regularly to guarantee the utmost quality and reliability.

## Unique: 100% traceability

Every single ArmaFORM PET board produced is identified by a unique barcode. This allows the traceability from the final product to the raw material used to manufacture that product. It is also possible to access the archived parameters of the entire product process, simply by scanning the barcode.



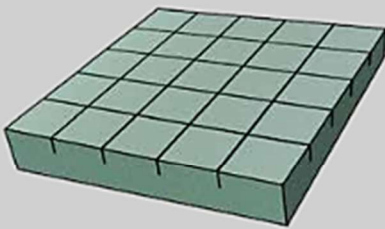
## FINISHING OPTIONS

### ArmaFORM® PET

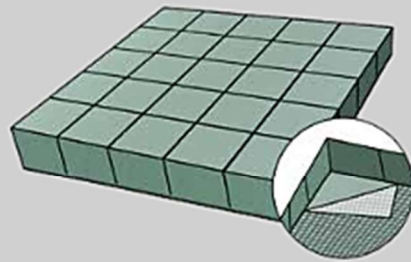
ArmaFORM® PET foam core sheets are available with a variety of finishing options such as grooving, gridscore, double contouring and perforation to assist resin flow and air removal or to allow curvature conformability.

This document is meant to give you a general overview of the different converting options Armacell is offering today. Further converting options can be discussed with your sales representative.

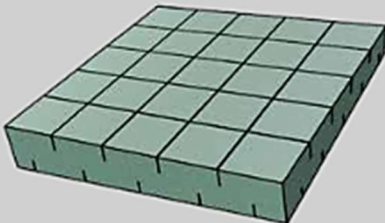
GROOVING



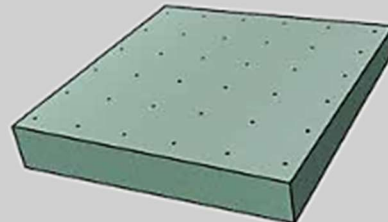
GRIDSORING



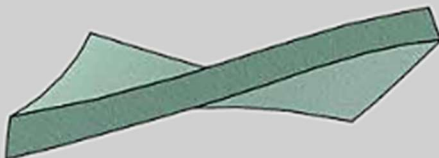
DOUBLE CONTOUR



PERFORATION



THERMOFORMING



 **armacell**®

Document No.: DSCm20160214, Rev00



## Standard Converting Options ArmaFORM® PET (welded)

February 2016

## → Grooving (GR)

Groove pattern:	30 x 30 mm
Width of cut:	≤ 25mm: 0,9 mm > 25mm: 1,2 mm
Depth of cut:	2,0 mm

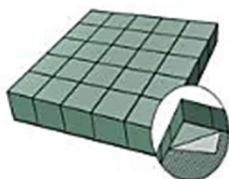


Standard board size:	1008 x 1224 mm
Minimum foam thickness:	10 mm
Maximum foam thickness:	100 mm

## → Gridscoring (GS)

Foam is almost cut in 30 mm squares and bonded to lightweight fibreglass scrim on bottom side, creating a flexible core sheet. The boards are not cracked.

Grid pattern:	30 x 30 mm
Width of cut:	≤ 25mm: 0,9 mm > 25mm: 1,2 mm



Standard board size:	1008 x 1224 mm
Minimum foam thickness:	10 mm ≥ 100 kg/m <sup>3</sup> 15 mm ≤ GR80 15 mm ≤ FR100
Maximum foam thickness:	50 mm

## → Double Contour (DC)

Both sides of the foam core are cut in both directions to a depth of > 50% of the core thickness, creating a somewhat flexible core sheet.

Groove pattern:	30 x 30 mm
Width of cut:	≤ 25mm: 0,9 mm > 25mm: 1,2 mm
Depth of cut:	> 50% of the foam



Standard board size:	1008 x 1224 mm
Minimum foam thickness:	15 mm
Maximum foam thickness:	95 mm

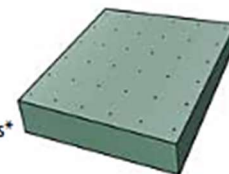
## → Perforation (P)

**Thickness ≤ 60 mm**

Hole pattern:	32 x 32 mm
Hole diameter:	3 mm

**Thickness ≥ 60 mm**

Hole pattern:	32 x extrusion thickness*
Hole diameter:	5 mm



Standard board size:	1008 x 1224 mm 1008 x 2448 mm**
Maximum foam thickness:	140 mm

\* Extrusion thickness depending on density 45-85mm.  
\*\* Except 250 kg/m<sup>3</sup>.

## → Scrim (S)

Our foam core sheets can be delivered with or without fibreglass scrim.  
Maximum foam thickness: 150 mm

Minimum foam thickness:	10 mm ≥ 100 kg/m <sup>3</sup> 15 mm ≤ GR80 15 mm ≤ FR100
-------------------------	--

## → Thermoforming (T)

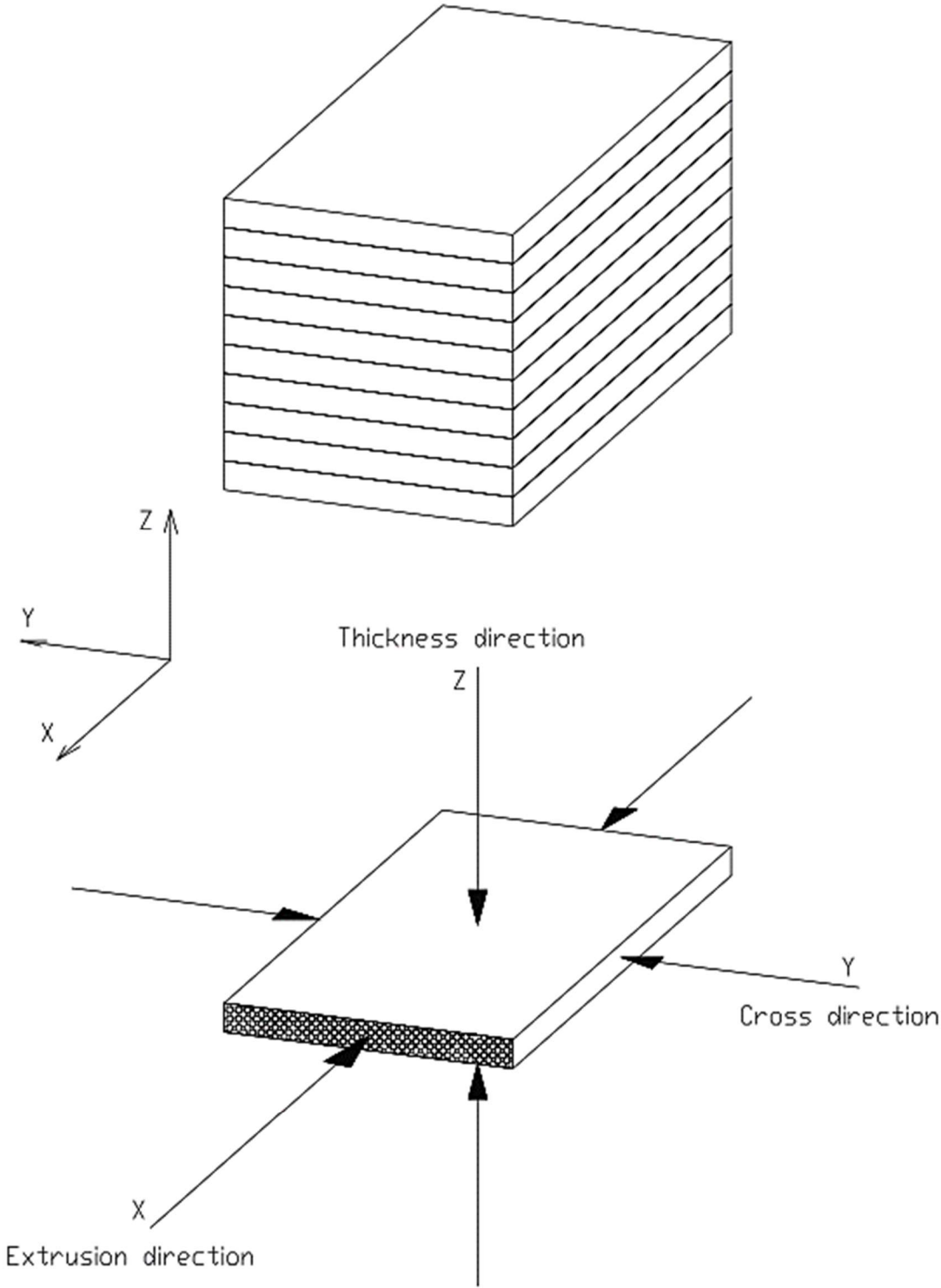
Due to its pure thermoplastic nature PET core is well suited for thermoforming to create both two and three-dimensional shapes without the stress concentrations in the core. Thermoforming is carried out by heating the PET core to its softening point and forcing it against the contour of a female or male mould. Among others, the final temperature is depending on foam thickness and density, as a starting guidance you can say that thermoforming PET core takes place between 185 - 210°C. After the material has cooled down to room temperature the part remains in its new shape with close to zero spring-back effect.



Armacell Benelux S.A.  
Rue des Trois Entités 9 - B-4890 Thimister-Clermont  
Tel.: +32 (0) 87 32 50 70 - Fax: +32 (0) 87 32 50 71  
info.armaform@armacell.com - www.armacell-foam-cores.com

Copyright: Armacell Benelux SA, subject to changes - 200-004/07-0611-(GB)-WW Document No.: DSCm20160214, Rev00

ArmaFORM®



Données techniques: octobre 2015

ArmaFORM® PET/W GR: Âme en mousse structurale 'verte'

Polyéthylène téréphthalate (soudé)

			GR70	GR80	GR100	GR115	GR135	GR150	GR200	GR250 *
Densité	ISO 845	kg/m <sup>3</sup>	70 <sup>(1)</sup>	80 <sup>(1)</sup>	100 <sup>(1)</sup>	115 <sup>(1)</sup>	135 <sup>(1)</sup>	150 <sup>(1)</sup>	200 <sup>(1)</sup>	250 <sup>(1)</sup>
Force de compression	ISO 844	MPa	0,75	0,95	1,5	1,8	2,3	2,6	3,6	5,0
Elasticité de compression	ISO 844	MPa	40	57	70	80	90	105	157	210
Force de cisaillement <sup>(2)</sup>	ISO 1922	MPa	0,5	0,55	0,75	0,9	1,2	1,4	1,8	1,9
Elasticité de cisaillement <sup>(2)</sup>	ISO 1922	MPa	13	15	20	25	35	40	50	70
Déformation de cisaillement <sup>(2)</sup>	ISO 1922	%	15	15	10	10	7	7	5	3
Résistance à la traction	ASTM C 297	MPa	1,8	2,1	2,4	2,7	3,0	3,4	4,4	4,5
Elasticité de la traction	ASTM C 297	MPa	66	75	105	120	140	190	230	240
Conductivité thermique	at 23 °C	W/mK	0,034	0,034	0,034	0,034	0,037	0,041	0,043	0,047

**Fire, Smoke & Toxicity <sup>(3)</sup>**

B2	EN ISO 11925:2	B2 <sup>(4)</sup>	B2 <sup>(4)</sup>	B2 <sup>(4)</sup>	B2 <sup>(4)</sup>	B2 <sup>(4)</sup>	B2 <sup>(4)</sup>
----	----------------	-------------------	-------------------	-------------------	-------------------	-------------------	-------------------

Tolérances	Longueur	Largeur	Diagonale	Epaisseur
Dimensions (mm) <sup>(5)</sup>	2.448	1.008	<sup>(6)</sup>	GR70-GR80: 10-150mm GR100-GR250: 5-150mm
Tolérances (mm) à température ambiante	+/- 5	+/- 5	≤ 4	≤ 100mm: GR70 +/- 0,7 ≤ 100mm: GR80-GR250 +/- 0,5 ≥ 100mm: GR70-GR250 +/- 1

<sup>(1)</sup> Tolérances: +/- 5 kg/m<sup>3</sup><sup>(2)</sup> // orientation (parallèle à la soudure)<sup>(3)</sup> Pour les résultats détaillés des tests et des certificats, veuillez nous contacter.<sup>(4)</sup> Dès 50 mm.<sup>(5)</sup> Dimension standard. Dimensions détaillées sur demande spécial.<sup>(6)</sup> Selon la combinaison de longueur et de largeur.

Toutes les valeurs représentent les chiffres moyens de production.

Valeurs minimum sur demande.

Les mousses ArmaFORM® PET sont CFC / HFC free.

\* Données préliminaires (Cette information est transmise sur base d'un nombre limité de tests).



Armacell fournit ces informations à titre de service technique. Dans la mesure où les informations sont tirées de sources autres qu'Armacell, Armacell s'appuie en grande partie voire même entièrement sur les autres sources pour fournir des informations précises. Les informations résultant d'analyses techniques et de tests effectués par Armacell sont précises dans la mesure de nos connaissances et de nos moyens, en utilisant des méthodes et des procédures normalisées. Chaque utilisateur de ces produits ou informations doit réaliser ses propres tests afin de déterminer si les produits ou combinaisons de produits sont sûrs et adaptés aux objectifs, applications et utilisations visées par l'utilisateur ou par toute tierce partie à laquelle l'utilisateur fournirait les produits. Vu qu'Armacell n'est pas en mesure de contrôler la destination finale du présent produit, nous ne pouvons pas garantir que l'utilisateur obtiendra des résultats identiques à ceux publiés dans le présent document. Les données et informations sont fournies à titre de service commercial et peuvent être modifiées sans notification préalable.

**Armacell Benelux S.A.**

Rue des Trois Entités 9 - B-4890 Thimister-Clermont

Tel: +32 (0) 87 32 50 70 - Fax: +32 (0) 87 32 50 71

info.armaform@armacell.com - www.armacell-foam-cores.com

Copyright: Armacell Benelux SA, subject to changes - 200-004/07-0611-(GB)-WW

ArmaFORM®

## Chapitre III. SAERfoam - Âme structure 3D

# SAERfoam®

## ÂME STRUCTURELLE 3D

STRUCTURE SANDWICH · INFUSION · RTM · COMPRESSION



Édition: 03 | 14

### DESCRIPTION

Le SAERfoam® est un matériau d'âme hybride mêlant mousse et renforts. Depuis 2008, ce composant incontournable de l'industrie du composite a confirmé ses multiples atouts dans de nombreuses applications. La diversité de sa gamme permet de s'adapter au plus près des besoins de chaque projet.

- Structure 3D variable en fibres de verre E pour des propriétés mécaniques optimisées
- Mousse polyuréthane ultralégère pour une masse et un coût minimum

### GAMME DE PRODUITS

SAERfoam® O (+/- 45°)

Épaisseur: 10 à 30 mm

Dimensions standards: 1200x1200 mm

- Version la plus performante de la gamme
- Propriétés mécaniques orthotropes
- Module de cisaillement très élevé
- Parfaite résistance aux chocs



SAERfoam® X (+/- 45°)

Épaisseur: 10 à 30 mm

Dimensions standards: 1200x2400 mm

Ratio performance/poids le plus élevé de la gamme



SAERfoam® I (90°)

Épaisseur: 10 à 40 mm

Dimensions standards: 1200x2400 mm

Conseillé pour pièces non structurales



### DOMAINES D'UTILISATION

- Nautisme: coques, pont et intérieur de bateau
- Travaux publics: passerelle, panneau, cloison, toiture, volet, balcon, porte
- Transport: plancher, carrosserie, paroi de véhicule
- Éolienne: pale, moule de pale, nacelle

### OPTIONS DISPONIBLES

- Rainuré: pour drainer la résine
- Drapable: découpe quadrillée pour formes courbes
- Peaux: renforts multiaxiaux intégrés
- Version retardant le feu / la fumée
- Version kit possible et chanfreins intégrés

Différentes âmes pour différentes applications:

- PE – mousse souple
- PU – mousse légère rigide
- PIR – mousse pour classification M1

[www.saertex.com](http://www.saertex.com)

# SAERfoam®



## ÂME STRUCTURELLE 3D

STRUCTURE SANDWICH · INFUSION · RTM · COMPRESSION



SAERfoam® standard



SAERfoam® rainuré



SAERfoam® drapable

Module de cisaillement:

Jusqu'à **5x** supérieur  
aux mousses structurales  
du marché

### AVANTAGES

- Produit léger
- Utilisation et découpe au cutter très facile
- Compatible avec les principales résines : polyester, vinylester, époxy, PU
- Matériau très homogène sur toute sa surface
- Performances mécaniques élevées jusqu'à la température de transition vitreuse de la résine utilisée
- Ratio performance/coût extrêmement compétitif (résine consommée intégrée)
- Écrasement à sec aisé, préservant les moules en cas de mauvais positionnement lors de la fermeture
- Certifications BV et GL approuvées

### FICHES TECHNIQUES



	NORME	UNITÉ	SAERfoam® O résine VE/PU	PVC résine PU	SAERfoam® O résine PU/EP	PVC résine EP
Épaisseur		mm	25	25	25	25
Densité sèche		kg/m <sup>3</sup>	52	80	55	80
Densité imprégnée		kg/m <sup>3</sup>	175 (190)	125	195 (211)	130
Résistance à la compression (perpendiculaire au plan)	ISO 844	MPa	2,75	1,4	2,80	1,4
Module de compression (perpendiculaire au plan)	ISO 844	MPa	90	78	150	78
Résistance au cisaillement	ISO 1922/ ASTM C393	MPa	0,8 / 1,13	1,15	1,80	1,15
Module de cisaillement	ISO 1922	MPa	120	30	120	30

SAERfoam® testé : PU 35kg/m<sup>3</sup>, code de renforcement 2.5, peaux Quadri verre 1200g/m<sup>2</sup> + CSM 450g/m<sup>2</sup>, imprégné de résine vinylester par procédé d'infusion.

PVC : ces valeurs sont données par les fiches techniques fournisseurs.

Les informations fournies à travers ce tableau sont données à titre purement indicatif. Elles ne constituent donc aucune garantie quant à l'utilisation des produits SAERfoam®. Selon le procédé et la résine utilisés, les résultats peuvent différer de ceux affichés ci-dessus. Notamment les résines époxy permettent d'obtenir des propriétés équivalentes pour des densités imprégnées bien plus faibles.

SAERTEX worldwide

www.saertex.com



SAERfoam® est exclusivement fabriqué en France.

SAERTEX France: 2 lot. Parc d'activités d'Arandon - F- 38510 Arandon - tel +33 474 804 492 - fax +33 474 804 493 - e-mail: info.france@saertex.com

Marque déposée : LU · NL · BE · DE · DK · FR · FI · GB · GR · IT · IE · AT · PT · ES · SE · CY · BG · SK · SI · EE · HU · LV · LT · MT · PL · CZ · RO



**SAERfoam<sup>®</sup>**

**ÂME STRUCTURELLE RENFORCÉE  
EN FIBRES DE VERRE 3D**

Misez sur un matériau d'âme hybride composée de mousse ultralégère et **renforcée de fibres de verre**. Le SAERfoam est une solution innovante, permettant de remplacer le PVC, le PET et le balsa. Optimisez votre processus de production grâce à des propriétés mécaniques individualisées, un poids optimisé et une mise en œuvre facilitée.

**1 Propriétés sur mesure**

Adaptation de la résistance, du poids et du coût du matériau en fonction du nombre de ponts, de leurs orientations, ainsi que de la densité et de la nature de la mousse.

**2 Facilité d'utilisation**

Découpe facile au cutter. // Déformabilité disponible pour les géométries complexes. // Parfaite imprégnation de la résine.

**3 Gain de temps : kits et services**

Livrable en kits découpés numériquement avec clés d'assemblage. // Matériau rainuré permettant le fluage de la résine. // Version drapable pour les formes complexes.

**4 Excellente résistance à l'impact**

Adapté aux pièces de grandes dimensions. // 5 fois plus rigide que le PVC. // Equivalent du balsa pour un poids inférieur.

**5 Compatibilité avec tout type de résine**

Testé par des laboratoires certifiés avec différentes natures de résine et pour tout type d'application du marché. // Aucune reprise d'humidité. // Substitut idéal du balsa.

**6 Qualité assurée**

Certification GL et BV. // Homogénéité et fiabilité contrairement aux matériaux naturels.



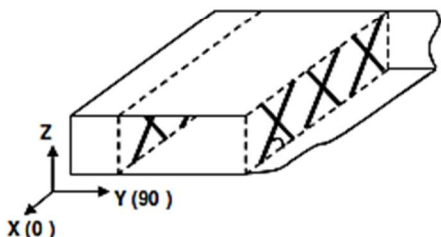
**SAERTEX® FRANCE SAS**  
 2 Lot Parc d'activités d'Arandon  
 F-38510 ARANDON  
 phone: +33 - 47480 - 4492  
 fax: +33 - 47480 - 4493  
 e-mail: info.france@saertex.com

### FICHE TECHNIQUE

(en conformité avec l'EN 13473-1)

NUMÉRO DE L'ARTICLE  
**VF-92203-T2400-01200-000000**

DESCRIPTION DU PRODUIT  
**SAERfoam PE25 X10-25 - F3103**



Spécifications de la MOUSSE	
Longueur:	2400 mm +/- 2,5 mm
Largeur:	1200 mm +/- 2,5 mm
Epaisseur:	25 mm +/- 0,5 mm

Z	Construction		Masse surface	Toleran-	Angle	Ponts /	Materiau
			g/m <sup>2</sup>	ce %	ponts /	cm <sup>2</sup>	
<i>face supérieure</i>							
SAER foam	Renfort	0°	250	10	+/-45°	1,00	Verre-E
	Mousse		725	12			PE 29 kg/m <sup>3</sup>
<i>face inférieure</i>							
X / Y							

<b>Poids total:</b>	<b>975</b>	<b>g/m<sup>2</sup></b>	<b>Tolerance totale : +/- 11,5 %</b>
---------------------	------------	------------------------	--------------------------------------



Merci de contacter le service commercial pour des renseignements sur les propriétés mécaniques du SAERfoam et les produits certifiés.

06/01/2016 TK

## Chapitre IV. NIDApplast – Âme en nid d’abeilles



# nidaplast® 8DB

by nidaplast

### Description

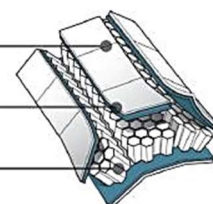


- Product cut in checkerboard (30 x 30 mm or 50 x 50 mm) on one face to facilitate manufacturing of curved parts / Découpé en damiers de 30 x 30 mm ou 50 x 50 mm sur une face pour faciliter la réalisation de pièces en forme
- Dimensions: 1250 x 1200 mm - Available thicknesses : < 30 mm / Disponible pour des épaisseurs < 30 mm

non woven / non tissé

Plastic film 50 µm /  
Film plastique

Polypropylene honeycomb /  
Nid d'abeilles



### Applications



- Nidaplast® 8DB is used in many activity sectors: building, transport, boats, facilities... It brings many advantages to structures such as stiffness, lightweight and also shock resistance, water resistance, recyclability, curved pieces
- Le Nidaplast® 8DB est présent dans de nombreux secteurs d'activités: bâtiment, transport, nautisme, équipement... Il apporte aux structures ainsi réalisées de nombreux avantages : rigidité, légèreté mais également résistance aux chocs, insensibilité à l'eau, recyclabilité, pièces en courbe

### Technical data sheet / Fiche technique



#### Product characteristics / Caractéristiques produit

Dimensions	Truck / Camion : 1220 x 2500 mm / Container : 4 x 7 ft*	
Thickness / Epaisseur	de / from 5 mm à / to 90 mm**	
Cells size / Taille des alvéoles	8 mm	
Standard squaring size / Dimension standard du cariage	30 x 30 mm - 50 x 50 mm	
Density without facing / Densité du nid d'abeille	65 kg/m <sup>3</sup>	
Indicative surfacic mass / Masse surfacique indicative	10 mm: 0,8 kg/m <sup>2</sup> / 15mm: 1,2 kg/m <sup>2</sup> / 20mm :1,5 kg/m <sup>2</sup> / 28 mm: 2,0 kg/m <sup>2</sup>	
Coating / Revêtement	nature	weight / grammage
Plastic film / Film plastique	PP	50 µm
Non woven / Non tissé	Polyester	45 g/m <sup>2</sup>
Possible processes / Procédés de mise en oeuvre possible	Lamination, spray lay up, gluing / Stratification, projection simultanée, collage	

\* Nominal tolerance Length / Tolérance nominale Longueur : +/- 5 mm - Nominal tolerance Width / Tolérance nominale Largeur : +/- 4 mm.  
Other dimensions on demand / Autres dimensions sur demande  
\*\* Nominal tolerance thickness / Tolérance - épaisseur nominale : +/- 0,5 mm  
For smaller nominal tolerance, call us / Pour des tolérances plus serrées, nous consulter







**Technical data sheet / Fiche technique**

**Mechanical characteristics / Caractéristiques mécaniques\***

Properties / Propriétés	Test method / Selon normes	nidaplast® 8DB
Compressive strength / Résistance en compression - 20°C	ISO 844	1,2 Mpa
Compressive modulus / Module de compression - 20°C	ISO 844	40 Mpa
Perpendicular tensile strength (at break) / Résistance en traction perpendiculaire (à la rupture) - 20°C	ASTM C297	0,8 Mpa
Shear strength / Résistance en cisaillement - 20°C	ISO 1922	0,4 Mpa
Shear modulus / Module de cisaillement - 20°C	ISO 1922	9 Mpa
Water resistance, % retention of shear strength / Résistance à l'eau, % de maintien de la résistance au cisaillement - 20°C	ASTM C393	~ 100%**
Heat resistance for honeycombs core th. 20 mm / Résistance thermique de l'âme nid d'abeilles ép. 20mm		R = 0,3 m <sup>2</sup> .°C/W (soit λ = 0,067 W/(m.°C))
Heat resistance for honeycombs core th. 90 mm / Résistance thermique de l'âme nid d'abeilles ép. 90mm		R = 0,6 m <sup>2</sup> .°C/W (soit λ = 0,14 W/(m.°C))
Behaviour with fire / Réaction au feu	Standard quality inflammable. Possibility of M1/F0 classification for finished sandwich panels, depending on the sandwich skin / Produit inflammable. Possibilité de classement M1/F0 du panneau sandwich fini, en fonction de la peau du sandwich	
Chemical properties / Résistance aux agents chimiques	Excellent resistance to water and most acids, bases and salt solutions / Excellente résistance à l'eau à la plupart des acides, bases et solutions de sels	
Resistance to U.V. rays / Résistance aux U.V.	The longevity for the core's storage is guaranteed by a anti U.V. - U.V. protection of the finished panel is ensured by the skins of the sandwich pane / La longévité au stockage de l'âme est garantie par un anti-UV - La protection aux U.V du produit fini est assurée par les peaux du panneau sandwich	

\* : données moyennes pour une épaisseur de 20mm. Les caractéristiques varient avec l'épaisseur. Nous consulter pour plus d'informations / Data for a 20mm thickness. Characteristics vary with the thickness. Please call us for further information.  
 \*\* compte tenu de la nature du produit, il est admis qu'il n'absorbe pas d'eau (ou qu'une très faible quantité d'eau)/ It is assumed that the material does not absorb water (or just a very small quantity)

NOTA : Les valeurs indiquées dans cette fiche peuvent servir de guide à l'utilisation du produit et ne doivent être considérées ni comme des limites de spécification, ni comme des garanties. Par ailleurs, l'application, l'utilisation et/ou la transformation des produits échappent à nos possibilités de contrôle et, en conséquence, relèvent exclusivement du domaine de la responsabilité de l'utilisateur et/ou transformateur. The indicated directions can serve as a guide to use the product but cannot be considered as a guarantee of a good working up. Additionally application, utilization and/or transformation of the products escape our control possibilities. As a consequence, they exclusively remain the responsibility of the user and/or the transformer

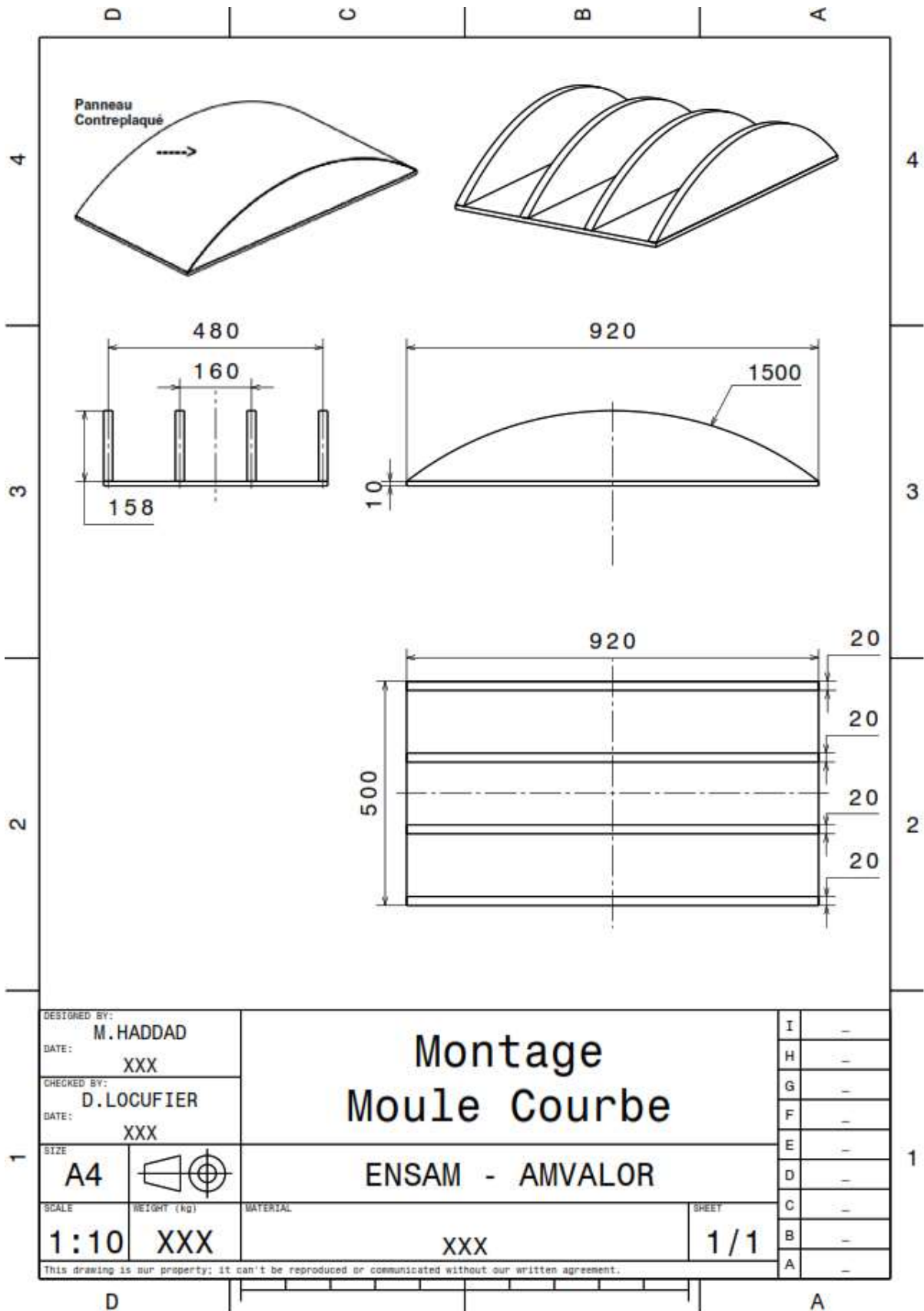


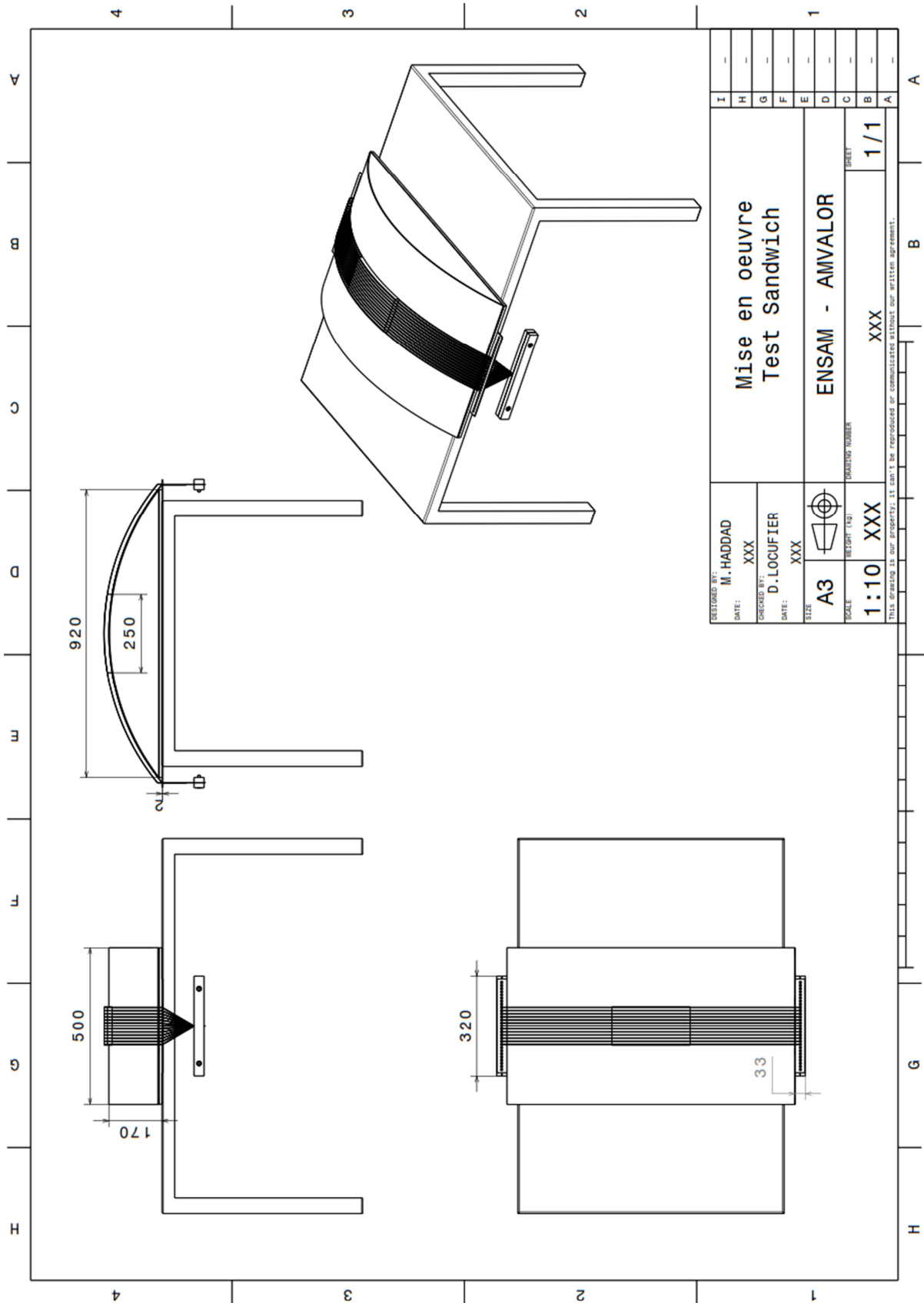
NIDAPLAST - Rue Paul Vaillant Couturier - F - 59224 THIAIT - France - Tél.: +33 (0)3 27 44 72 00 - Fax.: +33 (0)3 27 44 88 02 - contact@nidaplast.com  
 www.nidaplast.com - S.A.S. au capital de 1 061 998 € - R.C. VALENCIENNES 971 204 474 - NAF : 2223 Z



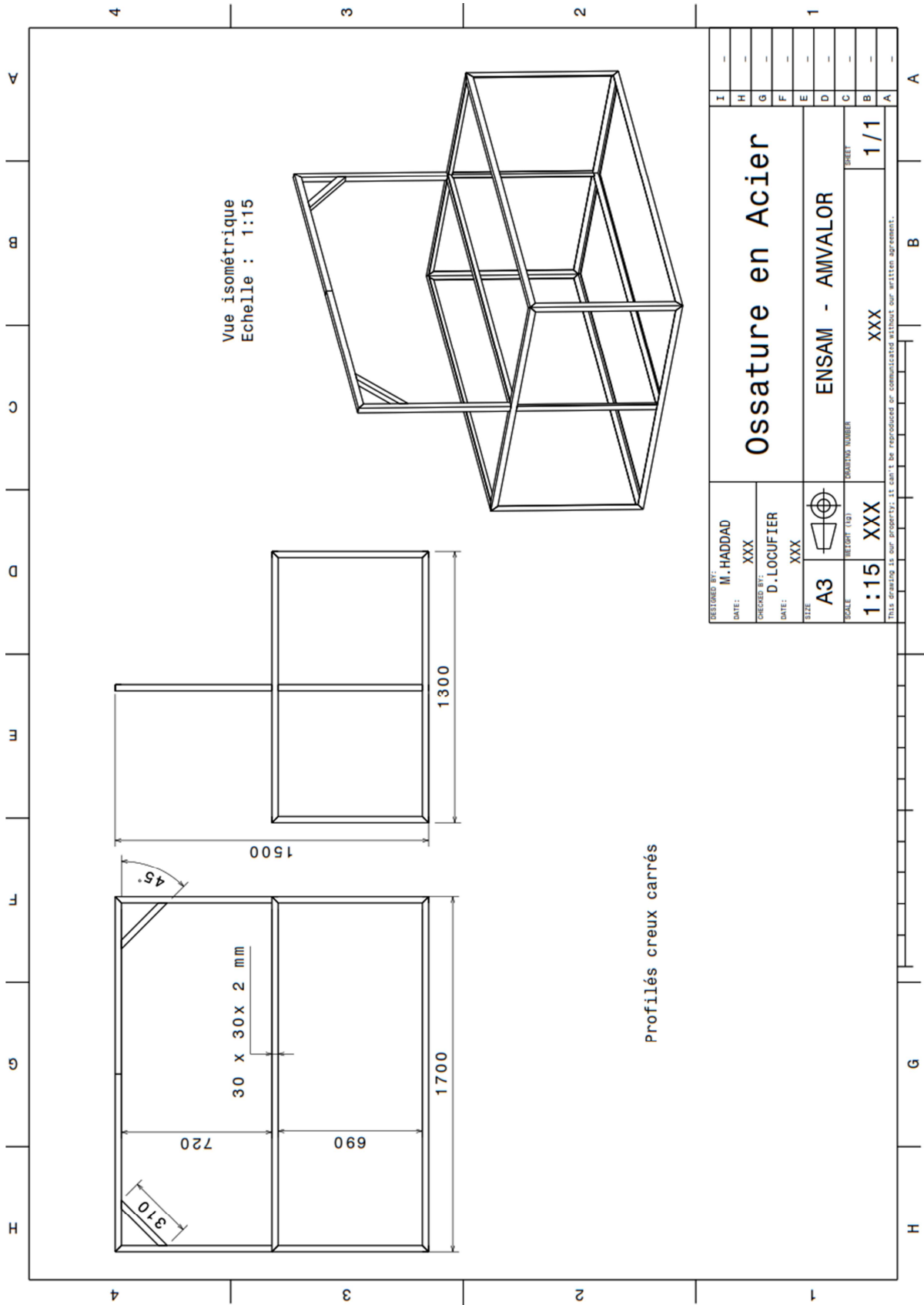
FT Nidaplast 8 DB - v1 - 04/2014

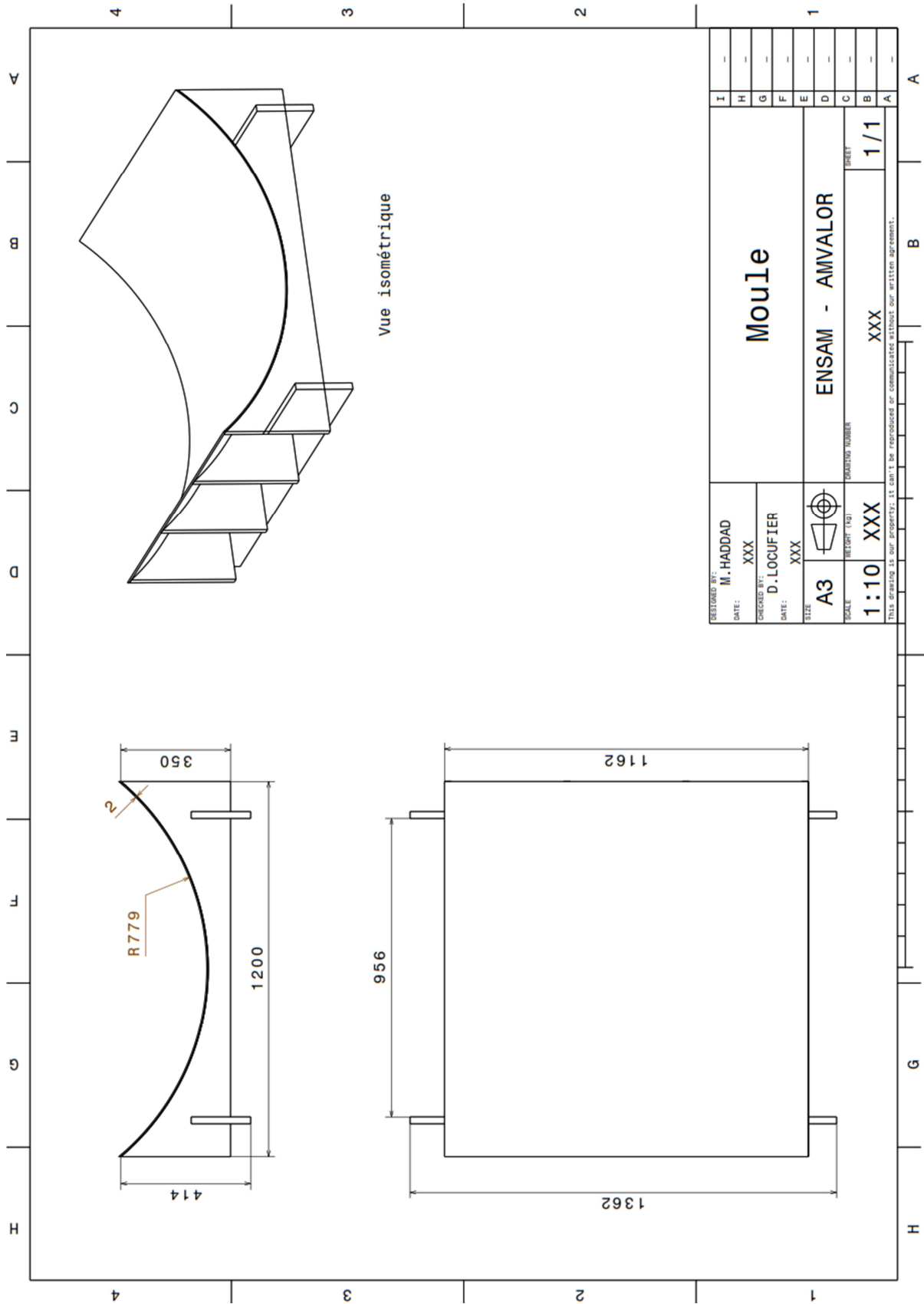
## Chapitre V. Montage de test en bois courbée

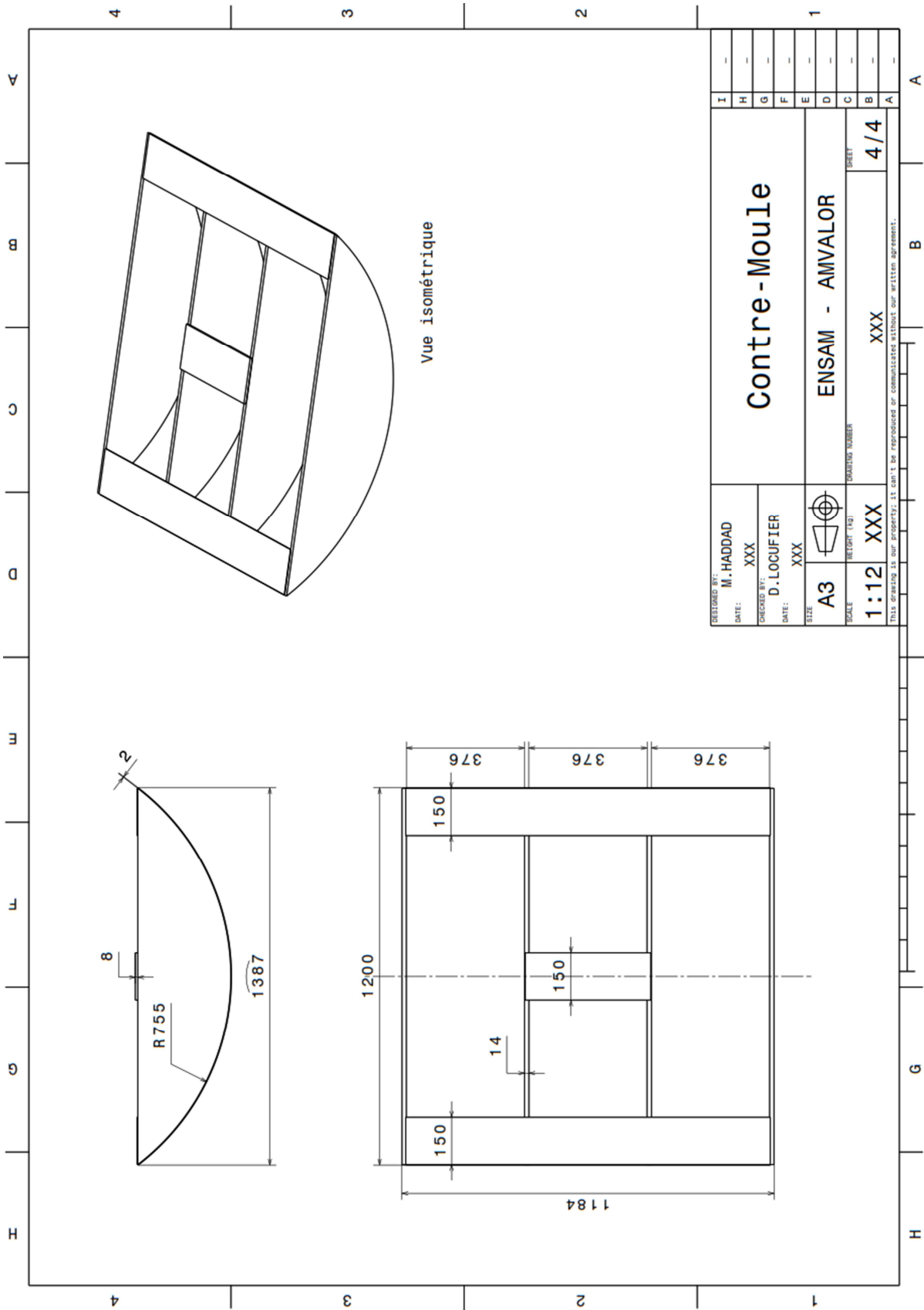




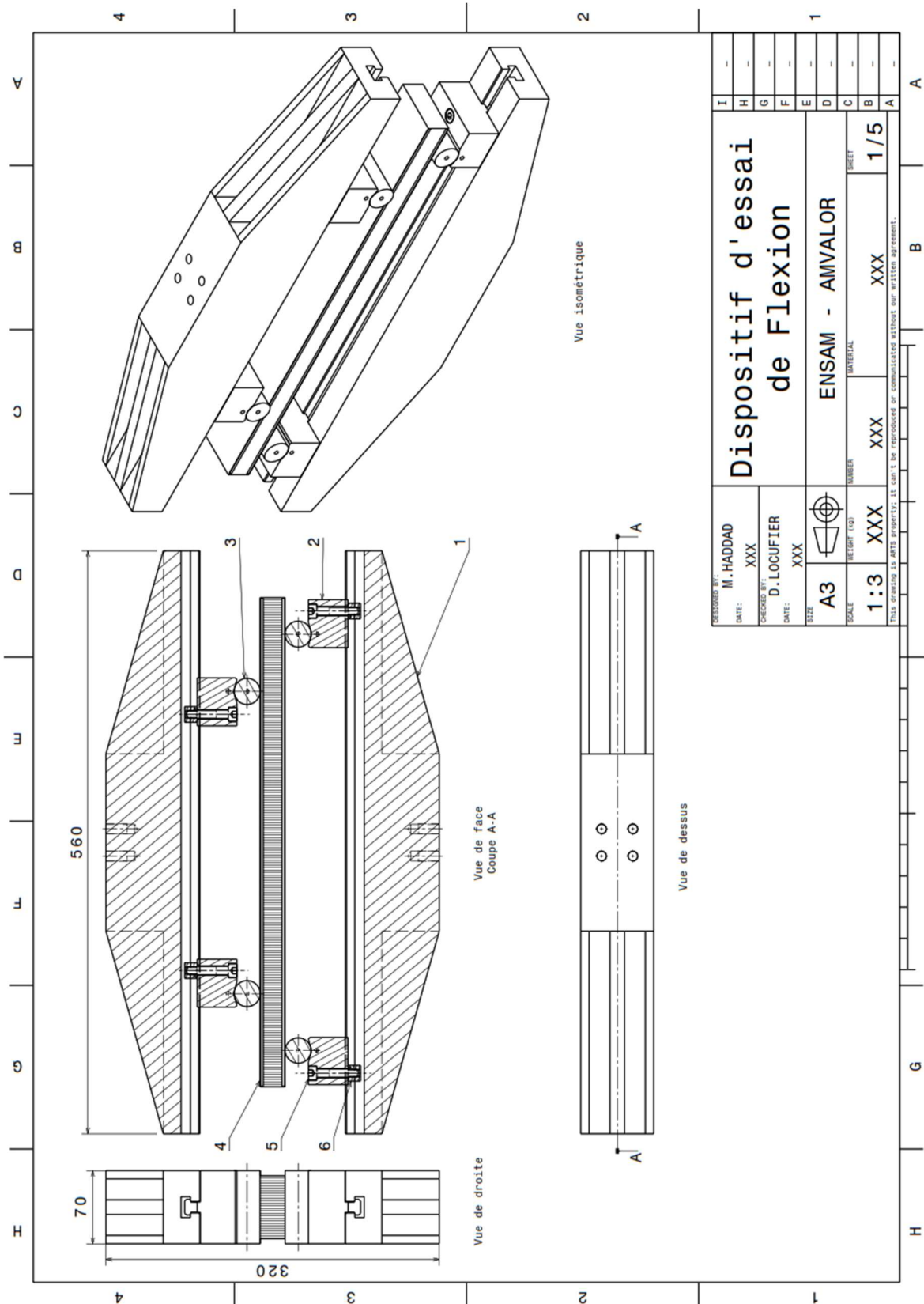









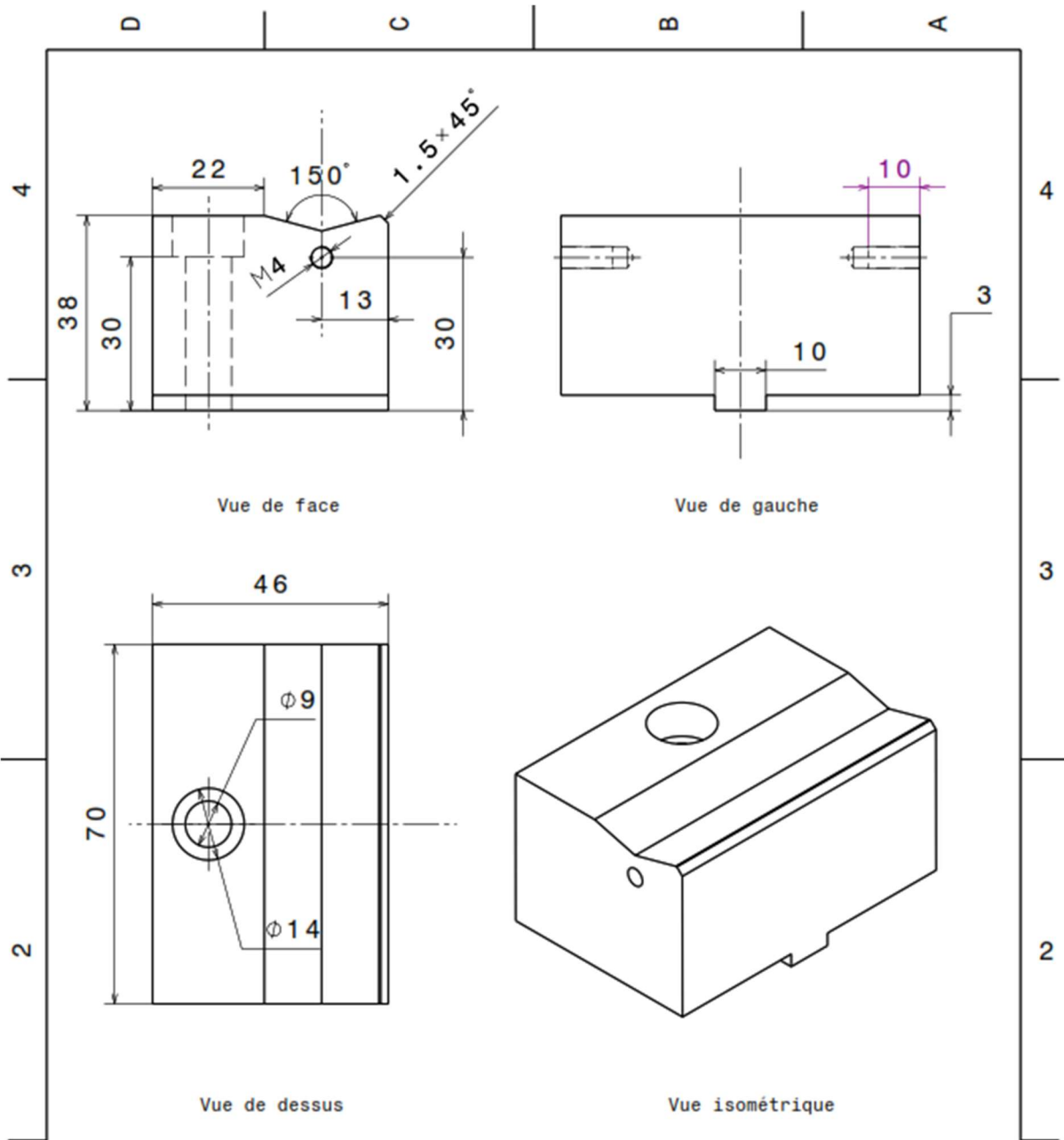
# Chapitre VII. Conception du dispositif de caractérisation en flexion 3 et 4 points





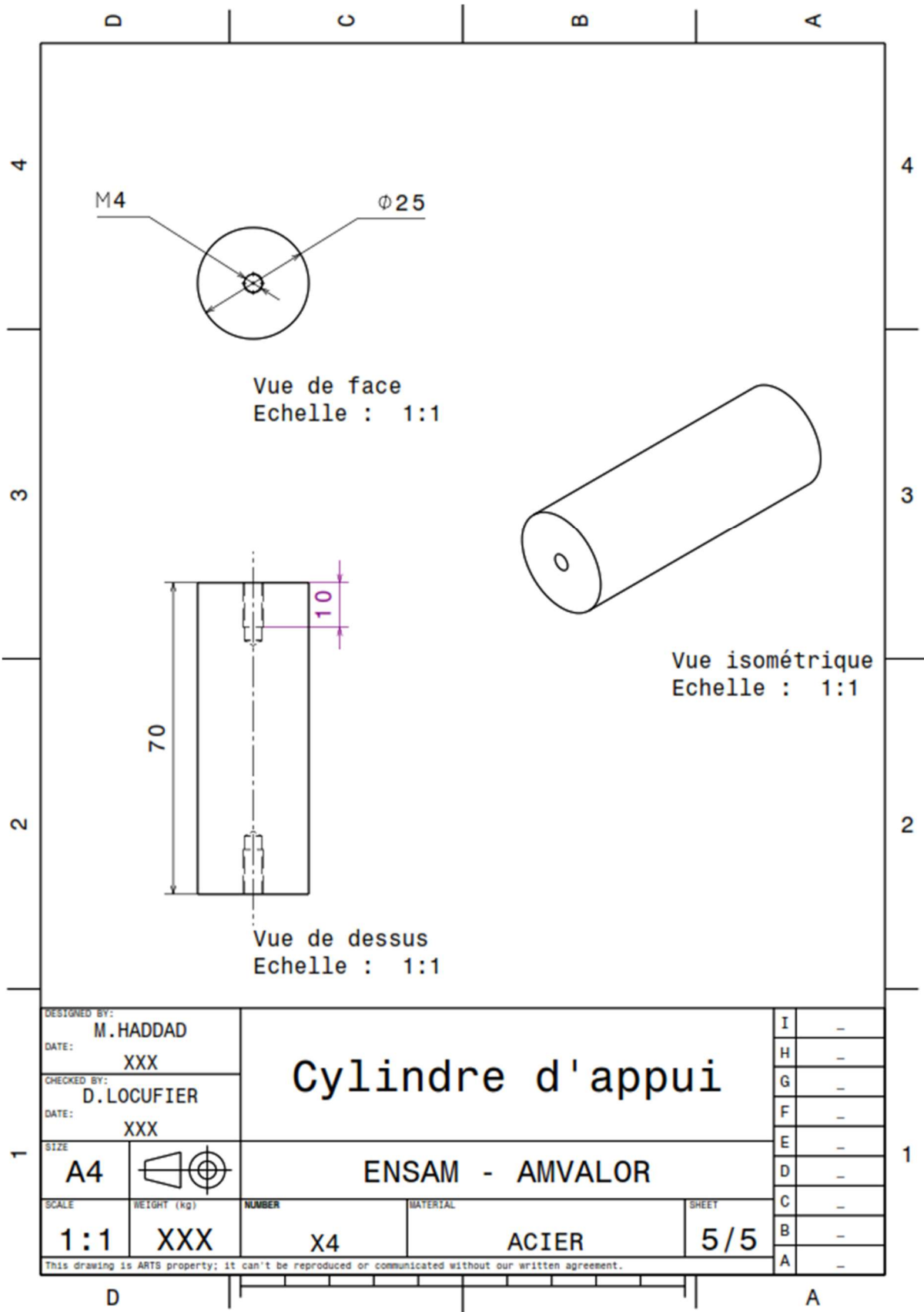
D	C	B	A	
4	Dispositif d'essai de Flexion			4
Repère	Qté	Désignation	Matière	Révision
1	1	Guide	Acier	
2	4	Support	Acier	
3	4	Cylindre d'appui	Acier	
4	1	Eprouvette sandwich	Composite	
5	4	Vis à tête cylindrique à six pans creux M8x40	Inox	
6	4	Ecrou en T 15x10x12 M8	Acier	
3				3
2				2
1				1
DESIGNED BY: M. HADDAD DATE: XXX	Nomenclature Dessin d'ensemble		I H G F E D C B A	-
CHECKED BY: D. LOCUFIER DATE: XXX	ENSAM - AMVALOR			-
SIZE A4				-
SCALE 1:3	WEIGHT (kg) XXX	NUMBER XXX	MATERIAL XXX	SHEET 2/5
This drawing is ARTS property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.				
D				A



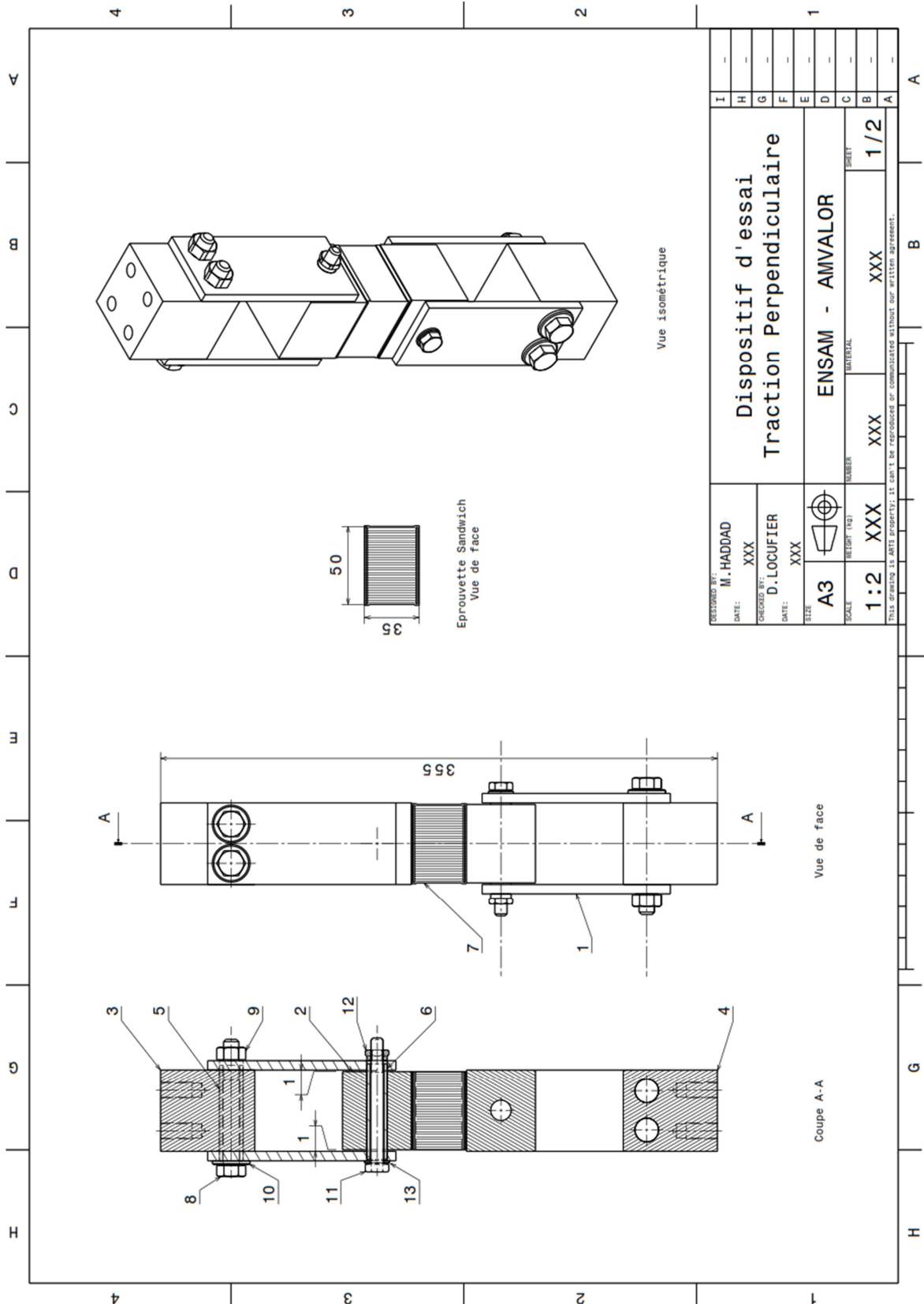


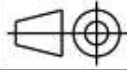
DESIGNED BY: <b>M. HADDAD</b>		<h1>Support</h1>			I	-
DATE: XXX					H	-
CHECKED BY: <b>D. LOCUFIER</b>		<h2>ENSAM - AMVALOR</h2>			G	-
DATE: XXX					F	-
SIZE <b>A4</b>		<b>ACIER</b>			E	-
SCALE <b>1:1</b>	WEIGHT (kg) <b>XXX</b>				NUMBER <b>X4</b>	MATERIAL <b>ACIER</b>
					C	-
					B	-
					A	-

This drawing is ARTS property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.



# Chapitre VIII. Conception du dispositif de caractérisation en traction perp.



D	C	B	A			
4	<h2 style="margin: 0;">Dispositif d'essai de Traction Perpendiculaire</h2>			4		
	Repère	Qté	Désignation	Matière	Révision	
	1	4	Plaque	Acier		
	2	2	Auto-aligneur	Acier		
	3	1	Support Supérieur	Acier		
	4	1	Support Inférieur	Acier		
	5	4	Entretoise 015x61	Acier		
3	6	2	Entretoise 013x61	Acier		
	7	1	Eprouvette sandwich	Composite		
	8	4	Vis à tête hexagonale M10x80	Inox		
	9	4	Ecrou hexagonal M10	Inox		
	10	4	Rondelle plate M10	Inox		
	11	2	Vis à tête hexagonale M8x80	Inox		
	12	2	Ecrou frein hexagonal à bague nylon M8	Inox		
	13	2	Rondelle plate M8	Inox		
2						2
1	DESIGNED BY: <b>M. HADDAD</b> DATE: XXX		<h3 style="margin: 0;">Nomenclature Dessin d'ensemble</h3>		I -	
	CHECKED BY: <b>D. LOCUFIER</b> DATE: XXX				H -	
	SIZE <b>A4</b>		<b>ENSAM - AMVALOR</b>		G -	
	SCALE <b>1:2</b>	WEIGHT (kg) <b>XXX</b>	NUMBER <b>XXX</b>	MATERIAL <b>XXX</b>	F -	
				SHEET <b>2/2</b>	E -	
					D -	
					C -	
					B -	
					A -	
	D				A	



## Références Bibliographiques

---

- [1] AFNOR NF EN 13121, 2010. Réservoirs et récipients en PRV pour applications hors sol.
- [2] AFNOR NF EN ISO 14125, 1998. *Composites plastiques renforcés de fibres : Détermination des propriétés de flexion*. [En ligne].
- [3] AFNOR NF T54-601, 1983. *Détermination des caractéristiques mécaniques*. [En ligne].
- [4] AFNOR NF T54-606, 1983. *Essai de flexion*. [En ligne].
- [5] ALLEN, H., 1969. *Analysis And Design of Structural Sandwich Panels*. Oxford: Pergamon Press.
- [6] AMINANDA, Y., 2004. *Contribution à l'analyse et à la modélisation de structures sandwich impactées*. Ph.D. éd. s.l.:ISAE.
- [7] ANDREWS, E. & MOUSSA, N., 2009. Failure mode maps for composite sandwich panels subjected to air blast loading. *International Journal of Impact Engineering*, 36(25), p. 418.
- [8] ARMACELL, 2017. *Produits ArmaFORM PET*. [En ligne]  
Available at: <http://local.armacell.com/en/armaform-pet-foam-cores/>  
[Accès le 2017].
- [9] ASHBY, M. & GIBSON, L., 1997. *Cellular solids*. 2nd éd. s.l.:Cambridge University press.
- [10] ASHBY, M., GIBSON, L., ZHANG, J. & TRIANTAFILLOU, T., 1989. Failure surfaces for cellular materials under multiaxial loads. *I. Modelling, Int J Mech Sci*, Volume 31, p. 635.
- [11] ASM, 2017. *ASM Materials Information*. [En ligne]  
Available at: <http://products.asminternational.org/>  
[Accès le Janvier 2017].
- [12] ASSARAR, M. & al., 2006. Comportement en Flexion des Poutres en Matériaux sandwich. *Mécanique & Industries*, Volume 6, pp. 589-593.
- [13] ASTM C297, 2004. *Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions*. s.l.:ASTM Standards.
- [14] ASTM C364, 2004. *Standard Test Method for Edgewise Compressive Strength of Sandwich Constructions*. s.l.:ASTM Standards.
- [15] ASTM C365, 2003. *Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores*. s.l.:ASTM Standards.
- [16] ASTM C393, 2006. *Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure*. s.l.:ASTM Standards.
- [17] ASTM D7136, 2005. *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*. s.l.:ASTM Standards.
- [18] ASTM D7250, 2012. *Standard Practice for Determining Sandwich Beam Flexural and Shear Stiffness*. s.l.:ASTM Standards.
- [19] ASTM D790, 2010. *Flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials*, s.l.: ASTM Standard Test Method D790 - 10.
- [20] AVERY, J., SANKAR, B. & ., 2000. Compressive Failure of Sandwich Beams with Debonded Face-Sheets. *Journal of Composite Materials*, Volume 34, pp. 1176-1199.



- [21] BABICH, Y. & TIMOSHENKO, S., 2011. Stability of circumferentially corrugated cylindrical shells under external pressure. *International Applied Mechanics*, 46(8).
- [22] BAKHTIARY DAVIJANI, A., HAJIKHANI, M. & AHMADI, M., 2011. Acoustic emission based on sentry function to monitor the initiation of delamination in composite materials. *Materials & Design*, 32(5), pp. 3059-3065.
- [23] BANNISTER, D., 2014. *An introduction to core materials: Part1 – Designing sandwich structures*, s.l.: Materials Today Website.
- [24] BANNISTER, M., 2001. Challenges for composites into the next millennium – a reinforcement perspective. *Composites Part A: Applied science and manufacturing*, Volume 32, pp. 901-910.
- [25] BARDONNET, P., 1992a. *Résines époxydes (EP) : Composants et propriétés*. Base documentaire "Plastiques et Composites" éd. s.l.:Techniques de l'ingénieur.
- [26] BELOUETTAR, S., ABBADI, A. & AZARI, Z., 2009. Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests. *Composite Structures*, Volume 87, pp. 265-273.
- [27] BERBAIN, F. & CHEVALIER, A., 1997. *Mise en oeuvre des composites: Méthodes et matériels*. Base documentaire "Plastiques et Composites" éd. s.l.: Techniques de l'Ingénieur.
- [28] BERTHELOT, J.-M., 2012. *Matériaux composites*. 5e éd. s.l.:LAVOISIER.
- [29] BEUKERS, A., 1989. *A new approach to low cost manufacturing of advanced structures..* Guangzhou, China, Proceedings of the 7th International Conference on Composite Materials.
- [30] BEUKERS, A., VAN HINTE, E. & ., 1998. *Lightness : The inevitable renaissance of minimum energy structures..* Amsterdam: 010 Publishers.
- [31] BEZAZI, A., El Mahi, A., BERTHELOT, J. & Bezzazi, B., 2003. *Analyse du comportement et de l'endommagement des matériaux composites sandwich en flexion 3-points*. Nice, 16ème Congrès Français de Mécanique.
- [32] BINÉTRUY , C., 2008. Structures sandwich. *Techniques de l'ingénieur*, Volume AM 5141, pp. 1-31.
- [33] BINETRUY, C., 2006. *Physique du moulage des composites avancés: applications*. Base documentaire "Plastiques et Composites" éd. s.l.:Techniques de l'ingénieur.
- [34] BIRON, M., 2004. *Thermosets and Composites", Technical Information For Plastics Users*. s.l.:Elsevier Ltd.
- [35] BURLAYENKO, V., SADOWSKI, T. & ., 2010. Influence of Skin/Core Debonding on free vibration behavior of foam and honeycomb cored sandwich plates. *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Volume 45, pp. 959-968.
- [36] BURMAN, M., BATTLE, M. & ., 1999. Acoustic Emission Monitoring of Foam Core Sandwich Composites. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 1(2), pp. 147-175.
- [37] CALADRO, A., ESPOSITO, C. & LIZZA, A., 1997. An acoustic emission characterization of the failure modes in polymer - composite materials. *Composite Science and Technology*, Volume 58, pp. 1923-1928.
- [38] CANTWELL, W. & MORTON, J., 1991. The impact resistance of composite materials - A review. *Journal of Composite Materials*, Volume 22, pp. 347-362.
- [39] CARRIERE, N., ROLLET, Y., LOUIS, F. & LEROY et Maire, J., 2007. *Staratégie de Calcul Robuste pour la Détermination des Structure Composite*. Grenoble, 18ème Congrès Français de Mécanique.
- [40] CASTAING, P., 2010. *Les essais mécaniques sur composites*. s.l.: CETIM - JEC 2010.
- [41] CHOI, H. . & ., 1991. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact :Part I - Experiments. *Journal of Composite Materials*, Volume 25, pp. 992-1011.

- [42] CLARK, S. D., SHENOI, R. & ALLEN, H. G., 1999. Modelling the fatigue behaviour of sandwich beams under monotonic, 2-step and block-loading regimes. *Composites Science and Technology*, Volume 59, pp. 471-486.
- [43] CLEON, L., 1994. *Allégement des structures de caisse: faisabilité de structures en matériaux composites*. s.l., Comptes-rendus du Congrès Mondial de la Recherche Ferroviaire.
- [44] COHEN, D., 1997. Influence of filament winding parameters on composite vessel quality and strength. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 28(12), pp. 1035-1047.
- [45] COMPOSITEC, 2015. <http://www.compositec.com/compositec-promotion/moulage-par-enroulement-filamentaire>. [En ligne].
- [46] CORIGLIANO, A., RIZZI, E. & PAPA, E., 2000. Experimental characterization and numerical simulations of a syntactic-foam/glass composite sandwich. *Composites Science and Technology*, pp. 2169-2180.
- [47] CORREIA, J. et al., 2012. GFRP sandwich panels with PU foams and PP honeycomb cores for civil engineering structural applications. *International Journal of Structural Integrity*, 3(2), pp. 127-147.
- [48] CRAIG, A. & NORMAN, A., 2004. Collapse mechanisms of sandwich beams with composite faces and a foam core, loaded in three-point bending. Part I : analytical models and minimum weight design. *International Journal of Mechanical Sciences*, Volume 46, pp. 561-580.
- [49] CRAVEUR, J., 1997. *Modélisation des structures, calcul par éléments finis*. Paris: Masson.
- [50] CROZATIER, M., 2017. *Etude de la durabilité d'un matériau composite bobiné sous chargements sévères*, Angers: Arts et Métiers ParisTech.
- [51] DANIEL, I., ABOT, J. & ., 2000. Fabrication, testing and analysis of composite sandwich beams. *Composites Sciences Technologies*, Volume 60, pp. 2455-2463.
- [52] DANIEL, I., GDOUTOS, E., WANG, K. & ABOT, J., 2002. Failure modes of composite sandwich beams. *International Journal of Damage Mechanics*, Volume 11, pp. 309-334.
- [53] DE JONG, T., 1983. *A theory of filament wound pressure vessels*. Report LR-379 éd. Delft: Structures and materials laboratory.
- [54] DESPHANDE, V. & FLECK, N., 2001. Multi-axial yield behavior of polymer foams. *Acta Mater*, Volume 49, p. 1859.
- [55] DESSARTHE, A., 1996. *Introduction aux plastiques et composites en mécanique*. s.l.:Techniques de l'Ingénieur.
- [56] DUFT, B. L., 1967. *Method of making a filament wound sandwich core*. United States Patent Office.
- [57] EITZEN, D., WADLEY, H. & ., 1984. Acoustic emission: Establishing the fundamentals. *Journal of Research of the National Bureau Of Standards*.
- [58] EL GUERJOUA, R., BABOUX, J., DUCRET, D. & GODIN, N., 2001. Non-destructive evaluation of damage and failure of fiber reinforced polymer composites using ultrasonic waves and acoustic emission. *Adv Eng Mater*, 3(8), p. 601.
- [59] EL MAHI, A., KHAWAR FAROOK, M., SAHRAOUI, S. & BEZAZI, A., 2004. Modeling the flexural behaviour of sandwich composite materials under cyclic fatigue. *Materials and Design*, Volume 25, pp. 199-208.
- [60] ERGUEZ, R., 1992. *Mutation de produit: Conception et modélisation de caisse de TGV à 2 niveaux en matériaux composites*, s.l.: Thèse de Doctorat, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers.
- [61] GAY, D., 2005. *Matériaux Composites*. 5e éd. s.l.:LAVOISIER.
- [62] GDOUTOS, E., DANIEL, I. & WANG, K., 2003. Compression facing wrinkling of composite sandwich structures. *Mechanics Of Materials*, Volume 35, pp. 511-522.

- [63] GIBSON, L., ASHBY, M., & ., 1988. *Cellular Solids Structure & Properties*. Oxford, U.K.: Pergamon Press.
- [64] GIBSON, R., 2007. *Principles of composite materials mechanics*, Leiden: CRC Press 2nd edn..
- [65] GIRAUD & COLIN, 2007. *Dispositif et procédé de bobinage filamentaire de tubes de grande longueur*. s.l.
- [66] GODIN, N., HUGUET, S. & GAERTNER, R., 2006. Influence of hydrolytic ageing on the acoustic emission signatures of damage mechanisms occurring during tensile tests on a polyester composite : Application of a Kohonen's map. *Composite Structures*, Volume 72, pp. 79-85.
- [67] GRECO, A., ROMANO, G. & ., 2014. Selective reinforcement of LLDPE components produced by rotational molding with thermoplastic matrix pultruded profiles.. *Compos B Eng*, Volume 56, pp. 157-162.
- [68] GROVE, S., POPHAM, E. & MILES, M., 2006. An investigation of the skin/core bond in honeycomb sandwich structures using statistical experimentation techniques. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, Volume 37, pp. 804-812.
- [69] HADDAD, M. & GUILLAUMAT, L., 2016. *Flexural Experimental Analysis Coupled To An Acoustic Emission Study Of A Curved Sandwich Structures Made By Filament Winding Process*. Munich, Germany, ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials.
- [70] HADDAD, M., GUILLAUMAT, L., TEREKHINA, S. & CROZATIER, M., 2017. Analytical and numerical study based on experimental investigation of different curved sandwich composites manufactured by filament winding process. *Journal of Composite Materials*.
- [71] HARPER, C. A., 1996. *Handbook of Plastics, Elastomers and Composites*. 3 éd. New-York: McGraw-Hill Professional.
- [72] HAYES, B., SEFERIS, J. & EDWARDS, R., 1998. Self-adhesive honeycomb prepreg systems for secondary structural applications. *Polymer Composites*, Volume 19, pp. 54-64.
- [73] HEIMBS, S. et al., 2007. Experimental and Numerical Analysis of Composite Folded Sandwich Core Structures Under Compression. *Appl Compos Mater*, Volume 14, pp. 363-377.
- [74] HENNINGER, F. & FRIEDRICH, K., 2002. Thermoplastic filament winding with online impregnation. Part A: process technology and operating efficiency. *Composites: Part A*, Volume 33, pp. 1479-1486.
- [75] HENNINGER, F., FRIEDRICH, K. & HOFFMANN, J., 2002. Thermoplastic filament winding with online impregnation. Part B : Experimental study of processing parameters. *Composites: Part A*, Volume 33, pp. 1677-1688.
- [76] HERNANDEZ-MORENOA, H., 2008. Influence of winding pattern on the mechanical behavior of filament wound composite cylinders under external pressure. *Composites Science and Technology*, 68(3-4), pp. 1015-1024.
- [77] HEXCEL, 2015. *Honeycomb Sandwich Design Technology*. [En ligne] Available at: [www.hexcel.com](http://www.hexcel.com) [Accès le 2015].
- [78] HOU, T. et al., 2010. Evaluation of Sandwich Structure Bonding in out-of-autoclave processing. *Technical report*, p. Work of US Government.
- [79] HOU, Y., NEVILLE, R. & SCARPA, F., 2014. Graded conventional-auxetic Kirigami sandwich structures : Flatwise compression and edgewise loading. *Composites : Part B*, Volume 59, pp. 33-42.
- [80] IDRIS, M., 2013. *Analyse Expérimentale et par éléments fins du comportement statique et vibratoire des matériaux composites sandwich sains et endommagés*, s.l.: Université du Maine.
- [81] JAE-SUNG, P., CHANG-SUN, H., CHUN-GON, K. & CHEOL-UNG, K., 2002. Analysis of filament wound structures considering the change of winding angles through the thickness direction.. *Composite Structures*, Volume 55, pp. 63-71.

- [82] JIBAWY, A., 2011. *Optimisation structurale de coques minces composites stratifiées*. s.l., CSMA 2011 - 10e Colloque National en Calcul des Structures.
- [83] JOHAN, S. et al., 2007. Understanding fatigue crack propagation in AISI 316 (N) weld using elber's crack closure concept : Experimental results from GC - MOD and acoustic emission techniques. *International Journal of Fatigue*, Volume 29, pp. 2170-2179.
- [84] JOHN, B., REGHUNADHAN NAIR, C. P., MATHEW, D. & NINAN, K. N., 2008. Foam Sandwich Composites with Cyanate Ester Based Syntactic Foam as Core and Carbon-Cyanate Ester as Skin : Processing and Properties. *Journal of Applied Polymer Science*, Volume 110, pp. 1366-1374.
- [85] JUN, E., KIM, C. & ., 1992. Impact resistance of composite laminated sandwich plates. *Composite Mat*, Volume 26, pp. 2247-2261.
- [86] KABIR, M., 2000. Finite element analysis of composite pressure vessels with a load sharing metallic liner. *Composite Structures*, Volume 49, pp. 247-255.
- [87] KAKARALA, S., ROCHE, I. & ., 1987. *Experimental comparison of several impact test methods*. ASTM STP 936 pp. 144-162 éd. Philadelphie: Instrumented Impact Testing of Plastics and Composite Materials.
- [88] KALOGERAS, S., 2006. *Study of the Mechanical Behavior of the Short Composite Beam in Flexure by the Finite Element Method*, s.l.: Master Thesis, National Technical University of Athens.
- [89] KEMPNER, E. & HAHN, H., 1995. Effect of radial stress relaxation on fibre stress in filament winding of thick composites. *Composites Manufacturing*, 6(2), pp. 67-77.
- [90] KIM, C., JUN, E. & ., 1991. Impact characteristics of composite laminated sandwich structures. *Proc of 8th Int Conf on Composite Mat (ICCM/8)*, p. 32.
- [91] KUJALA, K. & TUHKARI, J., 1989. All-steel corrugated-core sandwich panels for ship structures. *Solihull*, pp. 411-422.
- [92] LAUKE, B., SCHÖNE, A. & FRIEDRICH, K., 1993. *High performance thermoplastic composites fabricated by filament winding*. Wollongong, Australia, Proceedings of International Conference on Advanced Composites.
- [93] LEE, S., 1993. *Handbook of Composite Reinforcements*. s.l.:VCH Publishers.
- [94] LHUISSIER, P., LASZCZYK, L. & ., 2012. *Caractérisation des structures sandwich*., s.l.: Techniques de l'ingénieur Ref. M5815.
- [95] LIETARD, V., KRAWCZAK, P. & PABIOT, J., 2000. Influence de la post-cuisson sur le comportement à long terme en fissuration sous tension dans l'eau de composites verre/vinylester. *Eurepan Polymer Journal*, Volume 36, pp. 555-570.
- [96] LOLIVE, E., 2000. *Analyse du comportement non linéaire de poutres en matériaux sandwich avec âme en mousse*. Ph. D. thesis éd. Le Mans: Université du Maine.
- [97] LOLIVE, E. & BERTHELOT, J., 2002. Non-Linear Behaviour of Foam Cores and Sandwich Materials, Part 2: Indentation and Three-Point Bending. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 4(4), pp. 297-352.
- [98] LUCAS, P. & ZANELLA, G., 2007. *Mise en œuvre des composites TP - Compounds à fibres continues*, s.l.: Techniques de l'ingénieur.
- [99] LU, Y., HIROHASHI, M. & ., 1998. Analysis of interfacial shear strength of SiC/Al composite by acoustic emission method. *Scripta Materialia*, Volume 38, pp. 273-278.
- [100] MACKAY, J. & VAN KEULEN, F., 2010. A review of External Pressure Testing Techniques for Shells including a Novel Volume-Control Method. *Experimental Mechanics*, Volume 50, pp. 753-772.
- [101] MAHFUZ, H. . & ., 1997. Effect of core density and implanted delamination on the high strain rate response of foam core sandwich composites. *Sandwich Construct*, Volume 5, pp. 597-606.

- [102] MAHFUZ, H. et al., 2005. Buckling of sandwich composites : effects of core-skin debonding and core density. *Applied Composite Materials*, Volume 12, pp. 73-91.
- [103] MAIKUMA, H. . & ., 1989. Analysis and experimental characterization of the center notch flexural tests specimen for mode II interlaminar fracture. *Journal of Composite Materials*, Volume 23, pp. 756-786.
- [104] MANALO, A., ARAVINTHAN, T. & KARUNASENA, W., 2010. Flexural behaviour of glue-laminated fibre composite sandwich beams. *Composite Structures*, Volume 92, pp. 2703-2711.
- [105] MANOJ, R., SANTHANAKRISHNAN, R. & SANJAY KUMAR, C., 2016. Evaluation of Flatwise Compression Strength of Stitched Foam Sandwich Panel. *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, 5(7).
- [106] MAREC, A., THOMAS, J. & EL GUERJOUMA, R., 2008. Damage characterization of polymer-based composite materials: multivariable analysis and wavelet transform for clustering acoustic emission data. *Mech Syst Signal Process*, 22(64), p. 1441.
- [107] MECA, 2013. *Note d'hypothèses dimensionnement des réservoirs*, Nantes: Document émis par la société Méca.
- [108] MERTINY, P. & ELLYIN, F., 2002. Influence of the filament winding tension on physical and mechanical properties of reinforced composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 33(12), pp. 1615-1622.
- [109] MINES, R., WORRALLT, C. & GIBSON, A., 1994. The static and impact behaviour of polymer composite sandwich beams.. *Composites*, 25(2), pp. 95-110.
- [110] MOMON, S. et al., 2012. Unsupervised and supervised classification of AE data collected during fatigue test on CMC at high temperature. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, Volume 43.
- [111] MONTHEILLET, F., MOUSSY, F. & ., 1986. Méthodes d'observation et de mesure de l'endommagement. *Les Editions de Physique*, Volume Physique et mécanique de l'endommagement.
- [112] MONTI, A., 2016. *Élaboration et caractérisation d'une structure composite sandwich à base de constituants naturels*. s.l.:Université du Maine - LAUM.
- [113] MOSTAFA, A., SHANKAR, K. & MOROZOV, E. V., 2015. Behaviour of PU-foam/glass-fibre composite sandwich panels under flexural static load. *Materials and Structures*, Volume 48, pp. 1545-1559.
- [114] NEIGHBOUR, G., MCENANEY, B. & ., 1995. An investigation of acoustic emission from an irradiated nuclear graphite. *Journal of Nuclear Materials*, Volume 11, pp. 223-305.
- [115] NIDAPLAST, 2017. *Produits Nidaplast 8DB*. [En ligne] Available at: <http://www.nidaplast.com/fr/produits/nidaplast-8db> [Accès le 2017].
- [116] NIELSEN, A., 1980. Acoustic emission source based on pencil lead breaking. *Danish Weld Inst*, Volume 80, p. 15.
- [117] NOOR, A. K., SCOTT BURTON, W. & BERT, C. W., 1996. Computational Models for Sandwich Panels and Shells. *Appl. Mech. Rev.*, Volume 49, pp. 155-199.
- [118] NOROUZI, H., ROSTAMIYAN, Y. & ., 2015. Experimental and numerical study of flatwise compression behavior of carbon fiber composite sandwich panels with new lattice cores. *Construction and Building Materials*, pp. 22-30.
- [119] ODRU, P., 1992. *Calcul et conception des structures composites*. Base documentaire "Plastiques et Composites" éd. s.l.:Techniques de l'ingénieur.
- [120] PAPARGYRIS, A., COOKE, R., PAPARGYRI, S. & BOTIS, A., 2001. The acoustics behaviour of bricks in relation to their mechanical behaviour. *Construction and Building Materials*, Volume 15, pp. 361-369.

- [121] PARABEAM, 2017. *Parabeam BV*. [En ligne]  
Available at: <http://www.parabeam.nl>  
[Accès le 2014].
- [122] PASHMFOROUSH, F., KHAMEDI, R. & FOTOUHI, M., 2014. Damage Classification of Sandwich Composites Using Acoustic Emission Technique and k-means Genetic Algorithm. *Journal of Nondestructive Evaluation*, 33(4), pp. 481-492.
- [123] PETRAS, A., SUTCLIFFE, M. & ., 1999. Indentation resistance of sandwich Beams. *Composite Structures*, Issue 46, pp. 413-424.
- [124] PETRAS, A., SUTCLIFFE, M. & ., 2000. Indentation failure Analysis of sandwich Beams. *Composite Structures*, Volume 50, pp. 311-318.
- [125] PILATO, A., 2011. *Caractérisation des structures composites bobinées épaisses, application à l'étude du comportement de réservoirs de stockage d'hydrogène*, s.l.: Thèse Université Bordeaux 1.
- [126] PLANTEMA, F., 1966. *Sandwich Construction*. New York: John Wiley and Sons.
- [127] QATU, M., 2010. Recent research advances on the dynamic analysis of composite shells. *Composite Structures*, 93(14-31).
- [128] QUISPITUPA, A., SHAFIQ, B. & ., 2004. Acoustic emission based tensile characteristics of sandwich composites. *Compos B Eng*, 35(71), p. 563.
- [129] RABOTNOV, Y. N. et al., 1978. Strength of winding epoxide carbon - and fiberglass - plastics in twisting, stretching, and transverse bending. *Institute of Chemil Physics, Academy of Science of USSR*, Volume 2, pp. 219-225.
- [130] RAMANA MURTHY, P., RAO, K. & ., 1983. Analysis of Curved Laminated Beams of Bimodulus Composite Materials. *Journal of Composite Materials*, 17(5), pp. 435-448.
- [131] REFAHI OSKOUEI, A., ZUCHELLI, A., AHMADI, M. & MINAK, G., 2011. An integrated approach based on acoustic emission and mechanical information to evaluate the delamination fracture toughness at mode I in composite laminate. *Materials & Design*, 32(3), pp. 1444-1455.
- [132] RHODES, M., 1975. Impact fracture of composite sandwich structures. *Proc. ASME/AIAA/SAE 16th Struct, Struct Dyn Mater Conf*, pp. 311-316.
- [133] RICHARDSON, A., 1996. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites. Part A, Applied science and manufacturing*, Volume 27, p. 1123.
- [134] RUSSO, A., ZUCCARELLO, B. & ., 2007. Experimental and numerical evaluation of the mechanical behavior of GFRP sandwich panels. *Composite Structures*, Volume 81, pp. 575-586.
- [135] SAERTEX, 2017. *Produits SAERfoam 3D*. [En ligne]  
Available at: <https://www.saertex.com/fr/produit/saerfoam>  
[Accès le 2017].
- [136] SAHA, M., KABIR, E. & JEELANI, S., 2008. Study of debond fracture toughness of sandwich composites with nanophased cores. *Materials Letters*, Volume 62, pp. 567-570.
- [137] SALOMI, A. et al., 2013. Processing and Properties of a Polymer / Composite Double-Layer Laminate. *Adv Polym Technol*, 32(S1), pp. 32-43.
- [138] SCHOLEY, J., WILCOX, P., WISNOM, M. & FRISWELL, M., 2010. Quantitative experimental measurements of matrix cracking and delamination using acoustic emission. *Composites Part A*, Volume 41.
- [139] SENSORPROD, 2017. *Tactile Pressure Indicating Sensor Film*. [En ligne]  
Available at: <http://www.sensorprod.com/>

- [140] SEONG LIM, T., 2004. Failure Modes of Foam Core Sandwich Beams under Static and Impact Loads. *Journal of Composite Materials*, Volume 38, pp. 1639-1662.
- [141] SHAFIQ, B., QUISPITUPA, A. & ., 2006. Fatigue characteristics of foam core sandwich composites. *Int J Fatigue*, 28(102), p. 96.
- [142] SHIVAKUMAR, K., . & ., 1985. Prediction of low velocity impact damage in thin circular laminates. *AZAA Journal*, Volume 23, pp. 442-449.
- [143] SJOBLOM, P., . & ., 1988. On low-velocity impact testing of composite materials. *Journal of composite materials*, Volume 22, pp. 30-52.
- [144] SOK, T., 2012. *Effects of angled stitch reinforcement on foam core sandwich structures*, University of Utah: PhD Thesis.
- [145] STEWART, S., 1985. Filament Winding - Materials & Engineering. *Materials & Design*, 6(3).
- [146] TIMOSHENKO, S., 1968. *Résistance des matériaux Tome 2*. Paris: Dunod.
- [147] TOMBLIN, J., . & ., 1999. *Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structure*. Washington: U.S., Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research.
- [148] TOMBLIN, J. S. et al., 2002. Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures - Phase II. *Washington: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research*, p. 87.
- [149] TRIANTAFILLOU, T. & GIBSON, L., 1987. Failure mode maps for foam core sandwich beams. *Materials Science and Engineering*, Volume 95, pp. 37-53.
- [150] TRUDEL-BOUCHER, D., 2000. *Impact à faible vitesse sur un composite polypropylène/fibre de verre*. s.l.:Ph.D. Département de génie mécanique, École Polytechnique de Montréal.
- [151] TSOTIS, T., LEE, S. & ., 1996. Characterization of localised failures modes in honeycomb sandwich panels using indentation. *ASTM STP 1274*, pp. 139-165.
- [152] TUWAIR, H., MATTHEW, H. & JEFFERY, V., 2015. Evaluation of sandwich panels with various polyurethane foam-cores and ribs. *Composites Part B*, Volume 79, pp. 262-276.
- [153] UENOYA, T., 1995. Acoustic emission analysis of interfacial fracture of laminated fabric polymer matrix composite. *Journal of Acoustic Emission*, Volume 13, pp. 95-102.
- [154] VAN TOOREN, M., SINKE, J. & BERSEE, H., 1993. Composites: materials, structures and manufacturing processes.. Dans: *Structures and materials laboratory*. Delft: Lecture notes AE4-632.
- [155] VINSON, J., 1999. *The Behavior of sandwich structures of isotropic and composite materials*. s.l.:Technomic Publishing Company.
- [156] YALKIN, H., ICTEN, B. & ALPYILDIZ, T., 2016. Tensile and compressive performances of foam core sandwich composites with various core modifications. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 19(1), pp. 49-65.
- [157] YU-TI, J., YA-JUNG, L. & CHENG-HSIEN, C., 2011. Resin flowing analysis in sandwich laminates under VARTM process. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 30(6).
- [158] ZENKERT, D., 1995. *An introduction to sandwich construction*. London: Chamelion Press Ltd..
- [159] ZENKERT, D., 1997. *The Handbook of Sandwich Construction*. s.l.:EMAS PUBLISHING.
- [160] ZHANG, H., BERGLUND, L. A. & ERICSON, M., 1991. Rubber-Toughening of Glass Fiber-Epoxy Filament Wound Composites. *Polymer engineering and science*, 31(14), pp. 1057-1063.





## **Développement d'un procédé d'enroulement filamentaire adapté aux matériaux composites sandwich et caractérisation mécanique des matériaux**

**RESUME :** Les matériaux composites et en particulier les « sandwich » sont très étudiés depuis des décennies. En effet, l'alliance entre légèreté et résistance de ces structures entraîne le développement de leur utilisation. Leur méthode de fabrication et éventuellement leur caractérisation restent des points essentiels dans la plupart des études. Ce travail s'inscrit dans le projet FUI SOLLICITERN qui vise à développer une citerne routière en matériau composite sandwich pour un véhicule d'hydrocurage. Comme première étape, et à partir du principe de l'enroulement filamentaire classique, l'objectif consiste à chercher des conceptions qui sont les mieux adaptées à l'enroulement d'un matériau sandwich sur un mandrin cylindrique, tout en respectant les paramètres de l'enroulement et leur influence sur la structure et les propriétés. La solution optimale étant validée, les matériaux constitutifs ont été étudiés en mesurant de nombreuses propriétés mécaniques. L'objectif est de pouvoir aider le bureau d'étude à valider une solution de fabrication et de vérifier que les propriétés sont celles attendues. Pour ce faire, des caractérisations statique et dynamique ont été menées sur des échantillons incurvés fabriqués par le procédé optimisé pour notre application. Cette partie comporte notamment différents essais expérimentaux dans le but de valider le comportement de la structure visée avec les dimensions et les combinaisons de matériaux les plus appropriées, en tenant compte du processus de fabrication. La meilleure configuration structurelle est retenue à la fin pour la fabrication de la citerne routière prototype.

**Mots clés :** matériaux composites ; structures sandwich ; enroulement filamentaire ; conception mécanique ; analyses expérimentales ; mécanique d'endommagement.

## **Development of a filament winding process adapted to sandwich composite materials and mechanical characterization of materials**

**ABSTRACT :** Composite materials, and especially sandwich structures, have been studied for decades. Indeed, the association between lightness and resistance of these structures leads to the development of their use. Their manufacturing method and their characterization remain as essential points in most studies. This work is part of the FUI SOLLICITERN project, which aims to design a composite water treatment tank for vehicles intended for this purpose. As a first step, and based on the classical filament winding principal, we aim to search designs that are best adapted to the fabrication of a curved sandwich material on a cylindrical mandrel, while respecting the process parameters of and their influence on structural properties. Since an optimal solution was validated, the constituent materials were studied by measuring mechanical properties. The objective is to help our industrial partner to validate a manufacturing solution and verify that such properties are the expected ones. For that, several static and dynamic characterizations were carried out on curved samples manufactured by the optimized process designed for our application. This part includes various experimental tests in order to validate the structure behavior with the most appropriate dimensions and material combinations, taking into account the manufacturing process. At the end, the best structural configuration is retained for the first tank prototype fabrication.

**Keywords :** composite materials; sandwich structures; filament winding; mechanical design; experimental analysis; damage mechanics.