

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

LA REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Saad Dahlab Blida 1

Institut d'Aéronautique et des Études Spatiales

Département Construction Aéronautique

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de

Master en Aéronautique

Option : Structure avion

THEME

*Contribution à l'évaluation des propriétés mécaniques  
d'une structure sandwich en fibre de verre et de  
carbone*

Proposé et dirigé par :

Dr. REZIG Naima

Co-promoteur :

Dr. BENTRAD Houcine

Réalisé par :

Mr. KESSOUAR Mohamed Yazid;

Mr MEZHOUD Aimene;

*Soutenue devant le jure composer de :*

Dr. BOUKERT Billel

MCB

Président

Dr. KHODJET Kesba Mohamed

MCA

Examineur

Promotion : 2022 / 2023



## *Remerciements*

Tout d'abord, on remercie le Bon Dieu le Tout Puissant de nous avoir donné la volonté et le courage pour accomplir ce travail de recherche.

On tient à exprimer notre profonde gratitude envers toutes les personnes qui ont contribué à la réalisation de ce mémoire de master.

En premier lieu, on tient à remercier infiniment notre encadrante le docteur REZIG Naima pour son précieux encadrement, ses conseils éclairés, et son soutien constant tout au long de ce travail. Ses connaissances, son engagement et sa disponibilité ont grandement enrichi notre expérience académique.

On tient à exprimer nos remerciements aux membres de jury, qui ont accepté d'évaluer notre travail.

Enfin, on remercie tous les personnes qui ont contribué, de près ou de loin à ce travail.

## *Dédicace*

*J'ai l'immense honneur de dédier ce mémoire :*

*A l'âme de mon très cher père qui a tant espéré voir ce jour.*

*A ma mère qui m'a soutenue durant mes études et ne m'a*

*jamais privée de son amour, de son attention et de ses*

*encouragements,*

*A ma très chère femme.*

*A mes deux sœurs.*

*A mes chers amis.*

***KESSOUAR***

***Mohamed Yazid Islam***

## *Dédicace*

*J'ai l'immense honneur de dédier ce mémoire :*

*A mes très chers parents, pour leur soutien Et tous les efforts  
qu'ils m'ont donné le long de mon parcours.*

*A ma sœur et mon frère.*

*A tous les membres de ma famille.*

*A mes très chers amis.*

*MEZHOU D Aimene*

## Résumé

Ce travail présente une étude expérimentale qui consiste à déterminer les caractéristiques mécaniques en flexion d'un matériau sandwich. Ce dernier est composé d'une âme en mousse PVC 'Airex C70' et de peaux minces en stratifié en verre et en carbone, respectivement. Le matériau d'étude a été élaboré au niveau du laboratoire de structure et matériaux composites, de l'Ecole Supérieure des Techniques de l'Aéronautique de Dar El Beida. Les plaques obtenues, par la méthode sous vide, ont été découpées sous forme d'éprouvettes normalisées suivant le test souhaité. Dans un premier lieu des essais de traction ont été réalisés sur les semelles afin de caractériser le comportement du verre et du carbone en traction uni-axial. Ensuite, les deux types de panneaux sandwichs, soit en verre ou en carbone, ont été testés en flexion trois et quatre points. Ensuite, une comparaison des résultats obtenus suivant la configuration inférieure et supérieure de l'âme en PVC a été discutée.

Mots clefs : Sandwich, mousse PVC, stratifié, verre, carbone, traction, flexion

## Abstract

This work presents an experimental study, which consists in determining the bending mechanical characteristics of a sandwich material. The latter consists of a PVC foam core 'Airex C70' and thin glass laminate and carbon laminate skins, respectively. The study material was developed at the level of the structure and composite materials laboratory, High school of the technics aeronautic in Dar El Beida. The plates obtained, by the vacuum method, were cut into standardized specimens according to the desired test. First, tensile tests were carried out on the soles to characterize the behaviour of glass and carbon in uni-axial traction. Then, the two types of sandwich panels, either glass or carbon, were tested in three- and four-point bending. Then, a comparison of the results obtained according to the lower and upper configuration of the PVC core was discussed.

Keywords: Sandwich, PVC foam, laminate, glass, carbon, traction, bending

## ملخص

يهدف هذا العمل إلى دراسة تجريبية لتحديد الخصائص الميكانيكية للانحناء لمادة معزولة ثنائية الطبقات. يتكون هذا الأخير من قلب الفينيل الخفيف «Airex C70» PVC وصفائح ألياف زجاجية و ألياف صفائح كربونية، موضوعة على التوالي. وقد وضعت المواد الدراسية على مستوى هيكل ومختبر المواد المركبة التابع للمدرسة العليا لتقنيات الطيران في الدار البيضاء. تم قطع الألواح التي تم الحصول عليها بطريقة التفريغ في شكل عينات موحدة وفقاً للاختبار المطلوب. أولاً، تم إجراء اختبارات الشد من أجل توصيف سلوك و ألياف الزجاج و ألياف الكربون في إتجاه واحد. بعد ذلك، تم اختبار نوعين من ألواح المادة المعزولة ثنائية الطبقات، إما زجاج أو كربون، في ثني من ثلاث وأربع نقاط. ثم تمت مناقشة مقارنة النتائج التي تم الحصول عليها وفقاً للجهة العليا و السفلى للمادة معزولة PVC.

الكلمات المفتاحية: مادة معزولة ثنائية الطبقات ، PVC ، صلبة، الشد، مقاومة الإنحناء.

# SOMMAIRE

INTRODUCTION GÉNÉRALE.....	11
Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites	
I.1 Introduction.....	14
I.2 Définition.....	14
I.3 Caractéristiques générales des matériaux composites.....	14
I.4 Classification des matériaux composites.....	15
I.5 Composants.....	16
I.5.1 La matrice.....	17
I.5.1.1 Les matrices organiques.....	17
I.5.1.2 Les matrices thermodurcissables.....	18
I.5.1.3 Les matrices thermoplastiques.....	18
I.5.1.4 Les matrices métalliques.....	18
I.5.1.5 Matrices céramiques.....	19
I.5.2 Les renforts.....	19
1.5.2.1 Renfort en fibres discontinues.....	19
1.5.2.2 Renfort en fibres continus.....	20
I.6 Avantages et inconvénients des composites.....	22
I.7 Matériaux composites structuraux.....	22
I.7.1 Monocouches.....	22
I.7.2 Stratifiées.....	23
1.7.3 Sandwiches.....	23
I.8 Les procédé de fabrication des composites.....	24
I.8.1 Les technologies en moule ouvert.....	24
I.8.1.1 Moulage au contact.....	24
I.8.1.2 Moulage par projection simultanée.....	25
I.8.2 Les technologies en moule fermé.....	26
I.8.2.1 Moulage sous vide.....	26
I.8.2.2 Moulage par injection basse pression de résine (RTM).....	26
I.8.2.3 Moulage par injection de compound BMC.....	27
I.8.2.4 Moulage par compression de mat pré imprégné SMC.....	27
I.8.2.5 Moulage par enroulement filamentaire.....	27
I.9 Conclusion.....	28

## Chapitre II : Matériaux sandwichs

II.1. Introduction.....	30
II.2. Définition .....	30
II.3. Les âmes .....	31
II.3.1, Famille de mousses .....	32
II.3.1.1 Mousses naturelles .....	33
II.3.1.2 Mousses métalliques .....	34
II.3.1.3 Mousses minérales .....	34
II.3.1.4 Mousses polymères .....	35
II.3.1.5 Mousses renforcées.....	38
II.3.1.6 Mousses architecturées.....	39
II.4 Peaux.....	40
II.4.1 Peaux stratifiées .....	41
II.4.1.1 Fibre de verre .....	42
II.4.1.2. Fibre de carbone.....	42
II.5. Domaines d'application des structures sandwichs.....	43
II.6. Conclusion .....	44

## Chapitre III : Procédures expérimentales

III.1. Introduction .....	46
III.2. Matériau d'étude.....	46
III.2.1. Choix et motivation .....	46
III.2.2 Elaboration du matériau.....	48
III.3 Essais mécaniques et matériels utilisés .....	50
III.3.1 Essai de traction.....	50
III.3.1.1 Objectif et principe .....	50
III.3.1.2 Eprouvette de traction.....	51
III.3.1.3 Méthode d'introduction de la charge axiale .....	51
III.3.1.4 Banc expérimental pour les essais de traction .....	52
III.3.1.5 Essais de traction des semelles .....	52
III.3.2 Essai de flexion.....	53
III.3.2.1 Principe de l'essai de flexion trois points.....	54
III.3.2.2 Principe de l'essai de flexion quatre points .....	54
III.3.2.3 Banc expérimental pour les essais de flexion .....	55
III.3.2.4 Calcul de la contrainte normale en flexion $\sigma$ .....	56
III.3.2.5 Calcul de la rigidité en flexion (D).....	57

III.3.2.6 Calcul de la rigidité en cisaillement (N) :.....	58
III.3.2.7 Calcul du module de coulomb de l'âme ( $G_a$ ) .....	58
III.3. Conclusion .....	45
Chapitre IV : Résultats expérimentaux et discussions	
IV.1 Introduction .....	60
IV.2 Essais de Traction.....	60
IV.3 Essais de flexion.....	61
IV.3.1 Résultats de la flexion 3 points .....	62
IV.3.2 Résultats de la flexion 4 point .....	64
IV.3.3 Calcul de la contrainte normale en flexion 3 et 4 points.....	65
IV.3.4 Calcul de la rigidité en cisaillement N et du module de coulomb $G_a$ de l'âme : ...	67
IV.4 Conclusion.....	68
Conclusion générale .....	70

## Liste des Figures

### Chapitre –I

Figure I.1 :	Matériau composite.....	14
Figure I.2 :	Différents constituants d'un matériau composite.....	16
Figure I.3 :	Classification des matrices.....	17
Figure I.4 :	Les différents types de renfort de base.....	19
Figure I.5 :	Différentes formes de renforts continus.....	20
Figure I.6 :	Tissu en fibre de verre.....	21
Figure I.7 :	Tissu en fibre de carbone.....	22
Figure I.8 :	Composite Monocouches.....	23
Figure I.9 :	Composite stratifié.....	23
Figure I.10 :	Composite sandwichs.....	24
Figure I.11 :	Principe de moulage au contact.....	24
Figure I.12 :	Principe de moulage par projection simultanée.....	25
Figure I.13 :	Moulage sous vide.....	26
Figure I.14 :	Principe de moulage par injection de résine.....	26
Figure I.15 :	Principe de moulage par compression.....	27
Figure I.16 :	Enroulement filamentaire.....	28

### Chapitre –II

Figure II.1 :	Différentes catégories des âmes.....	31
Figure II.2 :	Différents types de mousses.....	32
Figure II.3 :	Cellule de mousse.....	33
Figure II.4 :	Illustration d'une structure cellulaire tridimensionnelle.....	35
Figure II.5 :	Différents modes de porosités dans une mousse polymérique .....	35
Figure II.6 :	Exemple de mousses mono disperses ordonnées.....	36
Figure II.7 :	Mousse PCV AIREX® C70.55.....	37
Figure II.8 :	Mousse polyuréthane renforcée de fibres de verre.....	38
Figure II.9 :	Mousse architecturée, structurée.....	39
Figure II.10 :	Différents matériaux de fabrication des peaux.....	40
Figure II.11 :	Dispositions possibles des fibres dans un pli.....	41
Figure II.12 :	Fibre de verre.....	42
Figure II.13 :	Fibre de carbone.....	42
Figure II.14 :	Avion militaire Britannique, Le Mosquito, en structure sandwich.....	43

### Chapitre –III

Figure III.1 :	La mousse AIREX® C70.....	47
Figure III.2 :	Configuration d'un tissu en verre sergé.....	47
Figure III.3 :	Configuration d'un tissu en carbone taffetas.....	47
Figure III.4 :	Des semelles stratifiées.....	48
Figure III.5 :	Mise en place de l'ensemble des tissus à l'intérieur de l'enveloppe .....	49
Figure III.6 :	Mise en marche de la pompe à vide.....	50
Figure III.7 :	Les panneaux sandwich en mousse pvc.....	50
Figure III.8 :	Eprouvette de traction.....	51
Figure III.9 :	Banc expérimental pour les essais de traction.....	52
Figure III.10 :	Échantillon de traction.....	53
Figure III.11 :	Éprouvettes rectangulaires des essais de flexion 3 et 4 points.....	53
Figure III.12 :	Schéma d'un essai de flexion 3 points.....	54

Figure III.13 :	Schéma d'un essai de flexion 4 points.....	55
Figure III.14 :	Machine universelle Zwick Z005.....	55
Figure III.15 :	Dispositifs de flexion.....	56

## **Chapitre –IV**

Figure IV.1 :	Courbe de traction des semelles.....	61
Figure IV.2 :	Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 3 pts du verre.....	62
Figure IV.3 :	Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 3 pts du carbone.....	63
Figure IV.4 :	Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 4 pts du verre.....	64
Figure IV.5 :	Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 4 pts du carbone.....	65

## **Liste des tableaux**

### **Chapitre –I**

Tableau I.1 :	Exemples de matériaux composites, pris au sens large.....	15
Tableau I.2 :	Principales différences entre les Matrices TP et TD.....	18

### **Chapitre – II**

Tableau II.1 :	Différents types des âmes utilisées.....	30
Tableau II.2 :	Quelques propriétés et spécificités des mousses PS et PVC.....	36
Tableau II.3 :	Quelques valeurs typiques pour AIREX® C70.....	37

### **Chapitre –IV**

Tableau IV.1 :	Caractéristiques des semelles.....	61
Tableau IV.2 :	Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en verre Essai de flexion 3 points.....	66
Tableau IV.3 :	Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en verre Essai de flexion 4 points.....	66
Tableau IV.4 :	Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en carbone Essai de flexion 3 points.....	66
Tableau IV.5 :	Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en carbone Essai de flexion 4 points.....	67
Tableau IV.6 :	Comparaison des caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en verre et carbone.....	67
Tableau IV.7 :	Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en carbone.....	68

## INTRODUCTION GÉNÉRALE

La recherche de performance technique des matériaux spécifiques au besoin technologique a motivé les concepteurs pour rechercher des solutions scientifiques pouvant relever les défis imposés par les problèmes rencontrés en régime statiques et dynamiques. Pour cela, ils ont développé des matériaux renforcés à hétérogénéité particulières appelées matériaux composites.

La croissance rapide d'applications des matériaux composites au cours de ces dernières années a fait naître beaucoup d'optimisme. Donc, les structures composites occupent actuellement une place considérable dans tous les secteurs industriels tels que, l'industrie aéronautique et aérospatiale, le transport terrestre et maritime, les articles et matériel de sport. Dans le domaine militaire, les constructions composites ont évolué comme l'une des composantes structurelles de base pour les composants porteurs d'hélicoptères et d'avions avancés.

Dans ce contexte, on peut dire que la solution composite attire de plus en plus l'attention des opérateurs économique et industriel par le fait qu'elle permet de réaliser une bonne conception des structures porteuse caractérisée par une robustesse alliées à une légèreté économique, permettant ainsi d'augmenter la charge utile de service tout en réalisant une économie de carburant. Le comportement dynamique est un paramètre important qui doit être pris en compte lors de la conception de structures. Dans ce contexte, la détermination des caractéristiques mécaniques, tels que, les résistances en traction et compressions et les contraintes normales en flexion, ainsi que la rigidité en flexion, permettent de localiser les problèmes liés aux comportements aux différents types de chargement dynamique. Plusieurs attachements aux structures composites sont souvent rencontrés dans les applications d'ingénierie. Telle que l'industrie aérospatiale, aéronautique et plus récemment dans les industries du transport. Ces pièces jointes affectent les réponses dynamiques des structures principales. Malgré ça, nombreux travaux ont été développés pour évaluer le comportement dynamique et statique des composites stratifiés et sandwichs.

Néanmoins, les effets de la charge sur le comportement des composites dans les littératures sont très limités. Donc, l'objectif du présent travail est de remplir cette lacune par l'étude des effets de la charge aux composites stratifiés et sandwichs, en utilisant des approches expérimentales. En conséquence, le présent travail est consacré à l'étude des caractéristiques en traction des semelles et en flexion des structures sandwichs, constitués d'une âme en PVC

et deux peaux en stratifié verre/époxyde et des stratifiés en carbone/époxyde. Le mémoire est divisé en quatre chapitres :

Le premier chapitre présente des généralités sur les matériaux composites et leurs classifications. Cette classification est menée à partir d'arrangement des composites en deux grandes familles : 1. Classification effectuée selon la nature de la matrice. 2. Classification selon la forme du renfort. De plus, les différentes constitutions de composites ont été exposées. Enfin, une description des différentes méthodes de fabrication des composites sont présentées

Le deuxième chapitre est consacré aux structures sandwiches ; les différents constituants des matériaux sandwichs, leurs différents types ainsi que leurs domaines d'applications.

Dans le troisième chapitre, nous allons présenter l'ensemble des étapes expérimentales et théoriques avec lesquelles ce sujet a été traité. Ensuite, la description des matériaux d'études, leurs constituants, leurs élaborations, ainsi que la description des différents tests réalisés seront présentés.

Enfin, dans le quatrième chapitre, nous présenterons et nous discuterons les résultats expérimentaux. Les courbes de traction, de flexion 3 et 4 points seront analysés et utilisés afin d'estimer les propriétés mécaniques des différents matériaux d'étude.

Chapitre I

**Généralité sur les**

**matériaux**

**Composites**

## I.1 Introduction

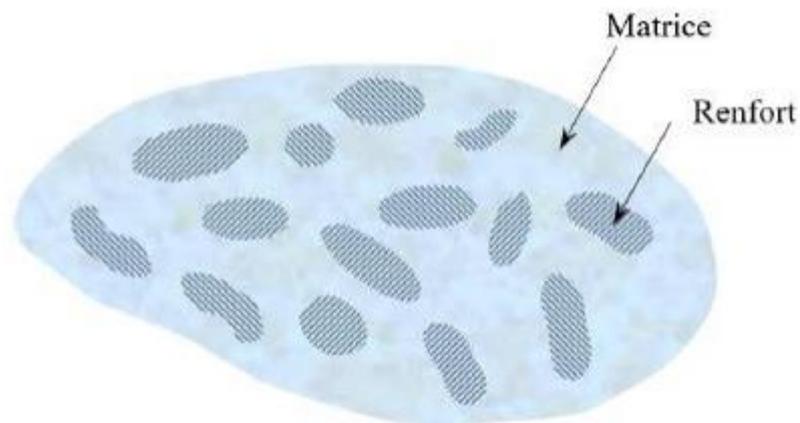
Dans le présent chapitre, nous nous intéresserons aux matériaux composites ainsi qu'à leurs caractéristiques générales et leurs composants. Ensuite, les avantages et les inconvénients des matériaux composites seront présentés. Enfin, une description des différents procédés de fabrication des composites sera détaillée.

## I.2 Définition

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaire et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. Un matériau composite est constitué, dans le cas le plus général, d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice [1].

## I.3 Caractéristiques générales des matériaux composites

Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue. La phase continue est appelée la matrice. La phase discontinue est appelée le renfort ou matériau renforçant [2] (Figure I.1).



**Figure I.1** : Matériau composite [2].

Ces propriétés dépendent de beaucoup de facteurs qui résultent :

- Des propriétés, de la nature, et de la quantité des constituants,
- De leur distribution géométrique,
- De leurs interactions, etc [2].

**Tableau I.1** : Exemples de matériaux composites, pris au sens large [2].

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. <b>Composites à matrice organique</b> Papier, carton Panneaux de particules, Panneaux de fibres, toiles, matériaux d'étanchéité pneumatiques, stratifiés, plastiques renforcés.	Résine/charges/fibres cellulose-siques. Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Élastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/micro-sphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaines multiples
2. <b>Composites à matrice minérale</b> Béton Composite carbone-carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aviation, espace, sports, biomédecine, etc. Pièces thermomécaniques
3. <b>Composites à matrice métallique</b>	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Espace
4. <b>Sandwichs,</b> Peaux, Ames	Métaux, stratifiés, etc. Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastique Espace s renforcés, etc.	Domaines multiples

#### I.4 Classification des matériaux composites

Selon la nature de la matrice, on distingue trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température :

- ✓ Les composites à matrice polymère (CMP)
- ✓ Les composites à matrice métallique (CMM)
- ✓ Les composites à matrice céramique (CMC)

Les matériaux utilisés comme renforts présentent de bonnes propriétés mécaniques intrinsèques (carbone, alumine, silice, bore, kevlar, acier, nitrure et carbure de silicium, etc.).

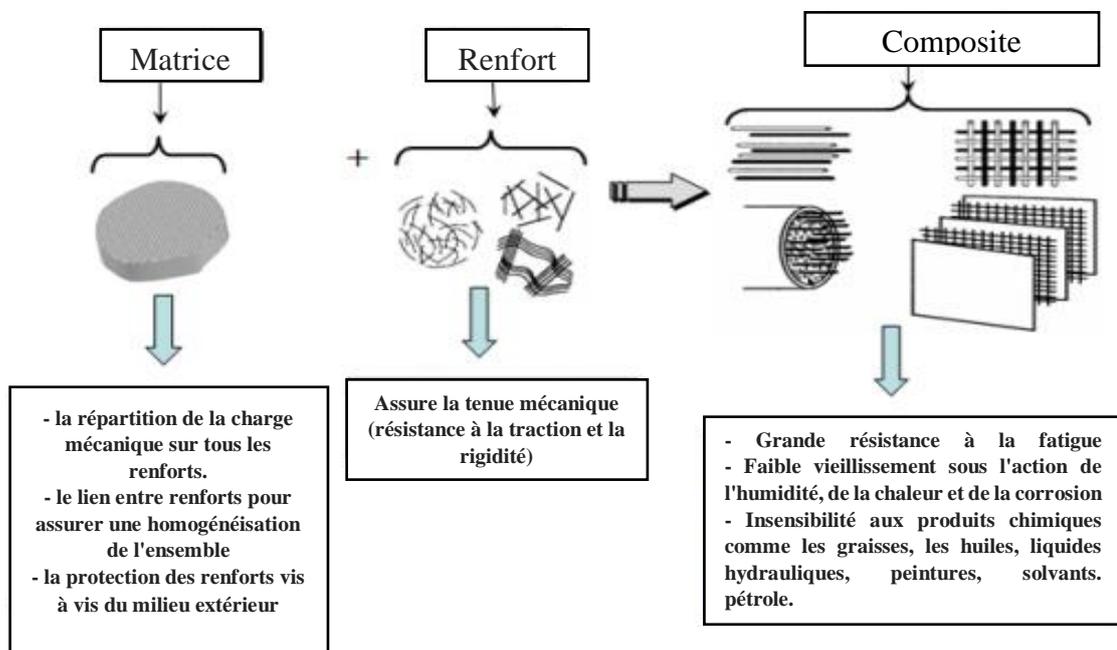
Les renforts continus ou fibres longues possèdent un diamètre qui varie selon leur nature, entre quelques micromètres et une centaine de micromètres.

Selon l'application envisagée, l'assemblage de ces fibres longues peut être unidimensionnel (plis unidirectionnels), bidimensionnel (plis tissés, mats à fibres coupées de quelques centimètres ou à fibres continues) ou tridimensionnel (tissus multidimensionnels).

Les matrices polymères renforcées par des fibres de verre, sont employées dans les produits de grande diffusion, et possèdent une grande importance. Les fibres de carbone et de kevlar sont utilisées dans des applications de hautes performances telles que l'aéronautique et l'aérospatiale. D'autres types de renforts sont employés tels que les billes (verre, élastomère, etc.) et les charges (fibres broyées, écailles, poudres, etc.). L'utilisation des (CMP) reste limitée au domaine dont les températures sont inférieures à 200°C [3].

## I.5 Composants

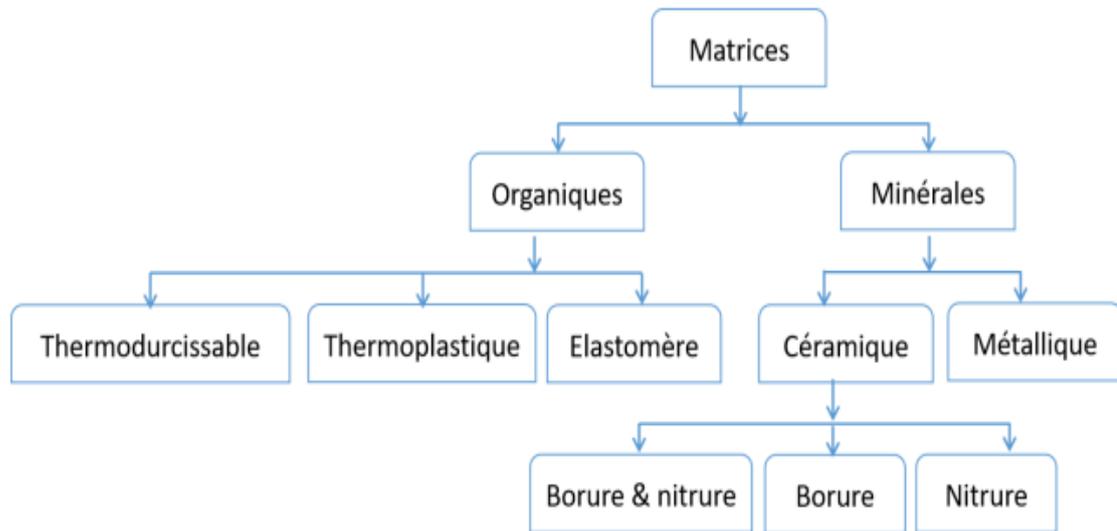
Les principaux constituants des matériaux composites sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle d'apporter au matériau composite ses performances mécaniques élevées. La matrice qu'on appelle aussi liant, son rôle est de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis les agressions extérieures [4].



**Figure I.2** : Différents constituants d'un matériau composite [5].

### I.5.1 La matrice

Le rôle de la matrice est principalement de lier les fibres, mais aussi, d'assurer une répartition spatiale homogène du renfort. D'un point de vue mécanique, la matrice transmet et répartie les efforts extérieurs vers le renfort. D'un autre côté, elle apporte à la structure une tenue chimique et donne la forme désirée au produit [6]. La figure I.3 résume les différentes classifications des matrices suivant leurs natures.



**Figure I. 3** : Classification des matrices [7].

#### I.5.1.1 Les matrices organiques

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus couramment rencontrées dans les composites de grande diffusion. Associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone, elles ont un faible module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts pour leur fabrication.

La structure des thermoplastiques (TP) se présente sous forme de chaînes linéaires, ils ont besoin d'être chauffés pour les mettre en forme. Le refroidissement par contre permet de les fixer (les chaînes se bloquent). Pour le cas des thermoplastiques (TP), l'opération est réversible.

La structure des thermodurcissables (TD) possède la forme d'un réseau tridimensionnel, le durcissement dans ce cas est définitive, la transformation de la matrice est donc irréversible [6].

Les principales différences entre les matrices (TP) et (TD) sont listées dans le tableau (I.2) :

**Tableau I.2** : Principales différences entre les Matrices TP et TD. [6]

Matrices	Thermoplastiques (TP)	Thermodurcissables (TD)
Etat de base Stockage	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
	Illimité	Réduit
Moulage Chauffage+ refroidissement	Chauffage+ refroidissement	Chauffage continu
	Court	Long
	Réduite	Bonne
	Assez bonne	Limitée
	Recyclables	Perdus ou recyclés en charge
Mouillabilité renforts	Difficile	Aisée

**I.5.1.2 Les matrices thermodurcissables**

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines Thermodurcissables. [8]

**I.5.1.3 Les matrices thermoplastiques**

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont dures et solides qui nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. [9]

**I.5.1.4 Les matrices métalliques**

L'imprégnation de renforts par un alliage liquide étant une opération techniquement délicate, en pratique seuls les alliages d'aluminium sont utilisés dans ce type de technique, associés à des fibres ou particules de graphite ou de céramiques.

Ils sont faciles à mettre en œuvre car leur température de fusion est relativement basse. Le compromis obtenu entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité des renforts donne au composite des caractéristiques mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, surtout

au-dessus de 200 °C. Leur coût de mise en œuvre élevé des composites à matrice métallique aux applications aéronautiques et spatiales [10].

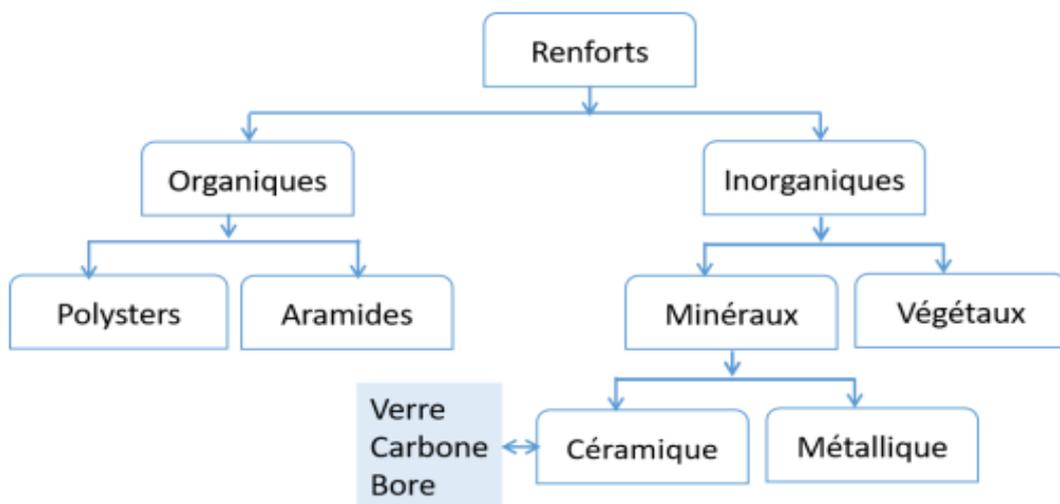
### I.5.1.5 Matrices céramiques

Les composites à matrices céramiques peuvent être obtenus par imprégnation de préformés de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramique), soit par des suspensions liquides après avoir été frittées en température sous haute pression, soit par des gaz réactifs permettant un dépôt entre les fibres (notamment pour les composites carbone-carbone) [10].

### I.5.2 Les renforts

On appelle un matériau composite à fibres lorsque ce dernier se trouve sous forme de fibres. En effet, les fibres utilisées sont soit sous forme de fibres continues, ou sous forme de fibres discontinues (fibres coupées, fibres courtes).

L'arrangement des fibres et leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan [11]. La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure (1.4).



**Figure I.4** : Les différents types de renfort de base [12].

#### 1.5.2.1 Renfort en fibres discontinues

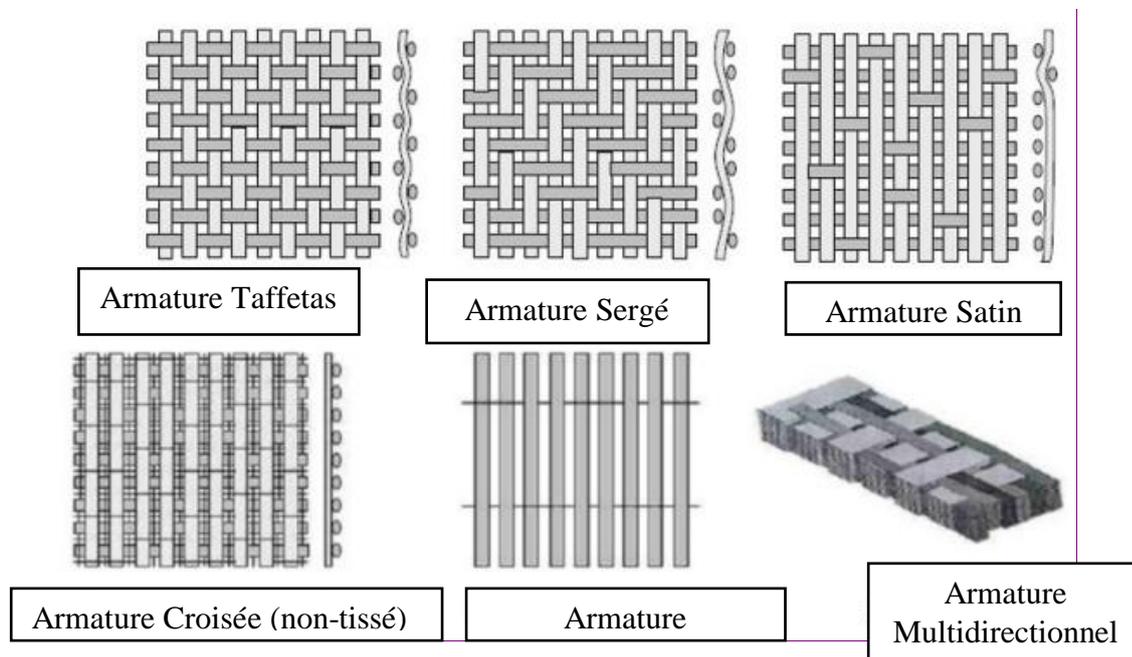
Des fibres courtes, ou particules (charges sous forme de micro-billes, de fibres broyées, d'écailles ou de poudre), permettent d'améliorer certaines propriétés de la matrice (résistance à l'usure, propriétés thermiques, poids). Ainsi, on obtient donc un « polymère renforcé » [13].

### 1.5.2.2 Renfort en fibres continus

Les renforts en fibre continus, appelés aussi en fibres longues, sont généralement utilisés pour des composites HP. Cette forme fibreuse offre une résistance à la rupture et souvent un module d'élasticité beaucoup plus élevé que ceux du même matériau massif. Une augmentation de la longueur de dix-mille fois, est donc attendue, pour le même volume. Ainsi, la surface est multipliée par cent dans le cas des fibres de verre [13].

Ces renforts ont le rôle d'assurer la bonne tenue mécanique des composites et sont disposés au sein du matériau en fonction des propriétés recherchées. Pour créer une structure résistante adaptée aux contraintes mécaniques, il existe plusieurs architectures de renforts :

- Unidirectionnelle (nappes ou roving),
- Bidirectionnelle (tissus ou complexes 2D),
- Tridimensionnelle (fibres orientées suivant trois directions).



**Figure I.5** : Différentes formes de renforts continus [13].

#### ❖ Fibres de verre

Les fibres de verre sont élaborées à partir d'un verre filable, appelé verre textile, composées de silice, alumine, chaux, magnésie, etc. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performance/prix. Suivant leurs compositions, différents types de verres filables peuvent être obtenus.

Dans la pratique, les verres de type E constituent la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement. Les autres verres, présentent globalement une faible quantité (environ 1%), sont réservés à des applications spécifiques :

- Le verre D, à hautes propriétés diélectrique (matériel électronique de télécommunications) ;
- Le verre C, résistant aux agents chimiques ;
- Les verres R et S, à caractéristiques mécaniques élevées (structures à hautes performances).



**Figure I.6** : Tissu en fibre de verre [13]

#### ❖ **Fibre de carbone**

La fibre de carbone se compose de fibres extrêmement fines, d'environ cinq à dix micromètres de diamètre, et composée principalement d'atomes de carbone. Ces derniers sont agglomérés dans des cristaux microscopiques qui sont alignés plus ou moins parallèlement à l'axe long de la fibre. L'alignement des cristaux rend la fibre extrêmement résistante par rapport à sa taille. Plusieurs milliers de fibres de carbone sont enroulées ensemble pour former un fil, qui peut être employé tel qu'il est ou tissé.

Ce matériau est caractérisé par une :

- Faible densité (1,7 à 1,9) ;
- Résistance élevée à la traction et à la compression ;
- Bonne flexibilité ;
- Bonne conductivité électrique et thermique,
- Bonne tenue en température et une bonne inertie chimique (sauf à l'oxydation).

Par conséquent, les fibres de carbone permettent d'obtenir des pièces ayant de bonnes propriétés mécaniques tout en étant nettement plus légères que les pièces métalliques.



Figure I.7 : Tissu en fibre de carbone.[14]

## I.6 Avantages et inconvénients des composites

Les composites sont préférés à d'autres matériaux parce qu'ils offrent des atouts liés à :

- Leur légèreté ;
- Grande résistance à la fatigue ;
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, et de la corrosion ;
- Insensibilité aux produits chimiques ;
- Possibilité de prendre plusieurs formes (pièces complexes) ;
- Bonne tenue au feu (attention aux dégagements toxiques).

Cependant certains inconvénients freinent leur diffusion, citons par exemple :

- Les coûts des matières premières et des procédés de fabrication ;
- La sensibilité à la chaleur ;
- La gestion des déchets engendrés [14].

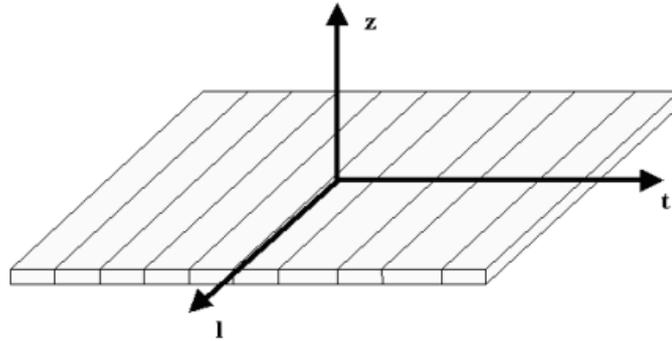
## I.7 Matériaux composites structuraux

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types :

- Les monocouches ;
- Les stratifiées ;
- Les sandwiches.

### I.7.1 Monocouches

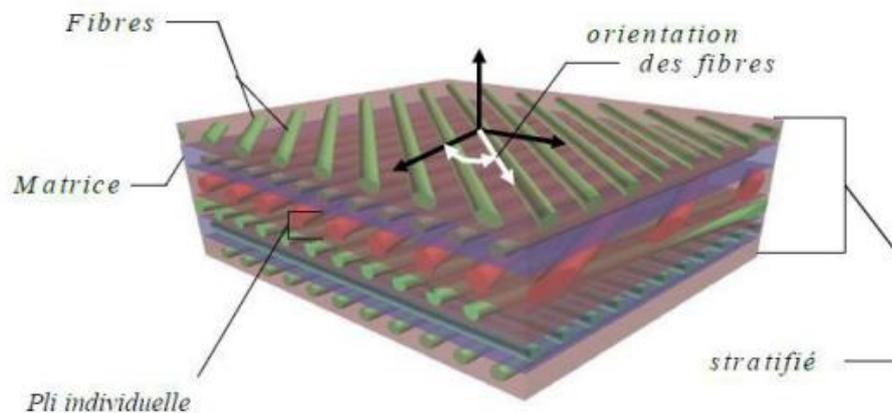
Elles représentent l'élément de base de la structure composite. Les types de monocouches sont alors distingués par la forme du renfort : soit à fibres longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, ou à fibres courtes [15].



**Figure I.8** : Composite Monocouches [15].

### 1.7.2 Stratifiées

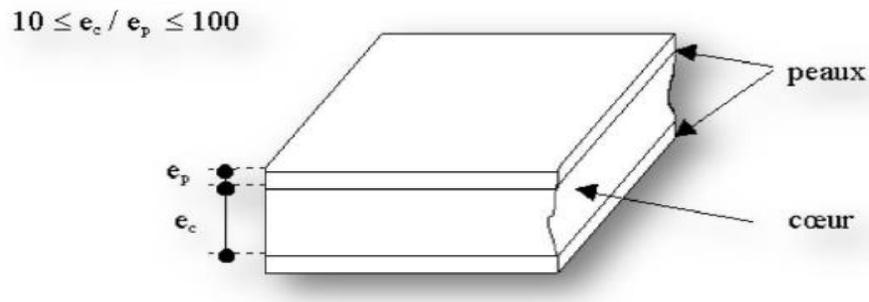
Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouche ayant chacun une orientation propre à un référentiel commun aux couches et désigné comme étant le référentiel du stratifié. L'ajout de leurs ordres et de leurs orientations est donc nécessaire. Aussi, il est possible d'adapter finement les propriétés mécaniques du stratifié aux sollicitations extérieures, et donc d'atteindre un haut niveau d'optimisation en mettant la matière là où elle est le plus utile.



**Figure I.9** : Composite stratifié [16].

### 1.7.3 Sandwiches

Les matériaux sandwichs sont composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et de faible résistance. Ainsi, l'ensemble forme une structure d'une grande légèreté qui possède une bonne résistance à la flexion. De plus, ils sont principalement utilisés pour amortir les chocs sous impact et aussi comme isolant thermique.



**Figure I.10** : Composite sandwichs [17].

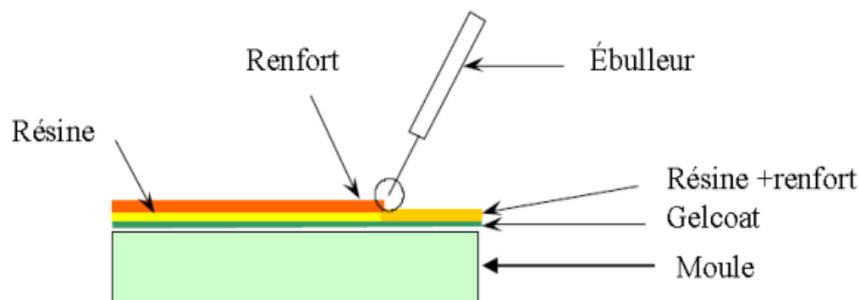
## I.8 Les procédés de fabrication des composites

De nombreuses méthodes de fabrication ont été développées pour répondre aux besoins de l'industrie, leur choix dépend surtout des caractéristiques mécaniques et de la géométrie du produit.

### I.8.1 Les technologies en moule ouvert

#### I.8.1.1 Moulage au contact

On procède à la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée. On utilise cette technologie de moulage dans le cas de fabrication de petites séries de pièces : de 1 à 1000 pièces / an, pièces de très grandes dimensions. La figure I.11 montre le principe de la méthode de moulage au contact.



**Figure I.11** : Principe de moulage au contact [6].

Les principaux avantages de cette méthode sont les suivants :

- Très larges possibilités de formes ;
- Pas de limite dimensionnelle ;
- Une surface lisse gel-coatée (aspect, tenue à la corrosion) ;
- Propriété mécanique moyennes à bonnes ;

- Investissements spécifiques très faibles ;
- Moule simples, peu onéreux, rapide à réaliser en interne.

Néanmoins, cette méthode se limite à :

- Une seule face lisse ;
- Nécessité de finition (détourage, perçage, etc.) ;
- Qualité tributaire de la main d'œuvre ;
- Faible cadence de production par moule ;
- Espace de travail important ;
- Conditions de travail médiocres.

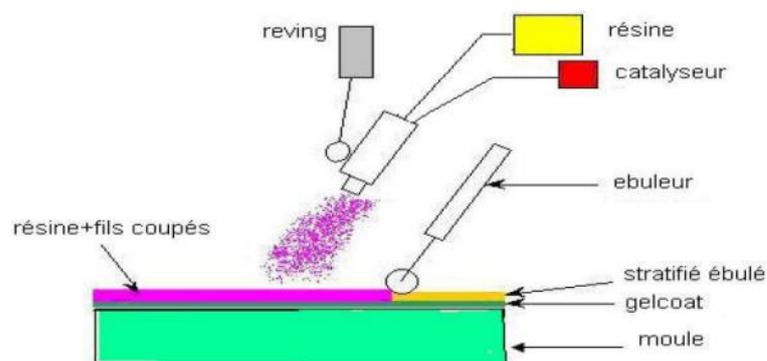
### I.8.1.2 Moulage par projection simultanée

Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machines de projection comprenant : Un dispositif de coupe, une projection du renfort (roving), et un ou deux pistolets projettent simultanément la racine.

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et éboulés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection. Parmi les avantages associés à ce type de moulage, on retrouve :

- Très larges possibilités de forme et dimensions ;
- Travail simplifié, suppression de la mise en forme obtenue directement par la projection ;
- Investissements très modérés ;
- Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.

En plus des limites rencontrées par le moulage au contact, celui-ci se limite à des propriétés mécaniques moyennes.



**Figure I.12** : Principe de moulage par projection simultanée [6].

## I.8.2 Les technologies en moule fermé

### I.8.2.1 Moulage sous vide

Le moulage sous vides s'effectue en utilisant un moule ouvert sur lequel on dispose les couches de renfort imprégné. Le renfort est donc placé à l'intérieur du moule et la résine catalysée est versée sur ce dernier. L'ensemble est enveloppé par une feuille de plastique souple où l'étanchéité est assurée au moyen d'un joint placé sur le périmètre. Le vide est assuré à l'intérieure de la feuille de plastique assurant l'évacuation de l'excédent de résine absorbée par un dispositif de pompage. L'ensemble est ensuite soumis à polymérisation en étuve ou en autoclave. Aussi, la résine peut être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

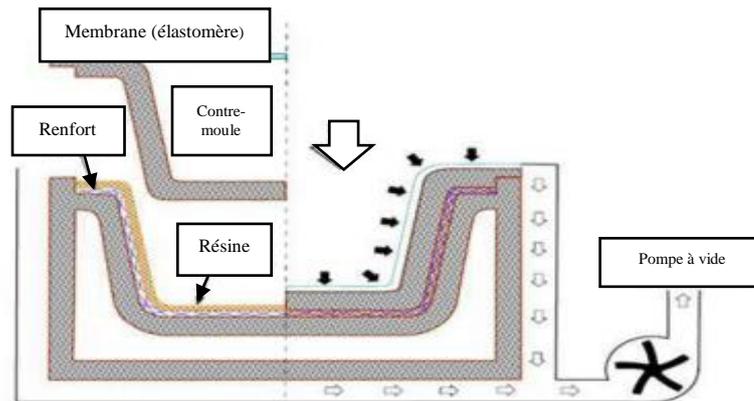


Figure I.13 : Moulage sous vide. [2]

### I.8.2.2 Moulage par injection basse pression de résine (RTM)

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Molding) s'effectue entre moule et contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, tissus) est mis en place dans le moule, ensuite, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu'au remplissage complet de l'empreinte. La pression de moulage est faible et le procédé convient pour des cadences jusqu'à 30 pièces par jour.

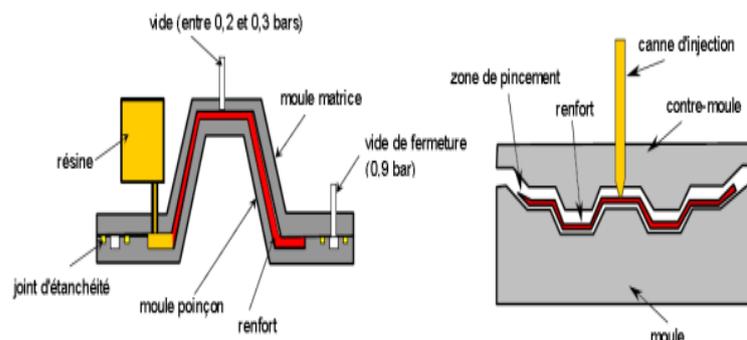


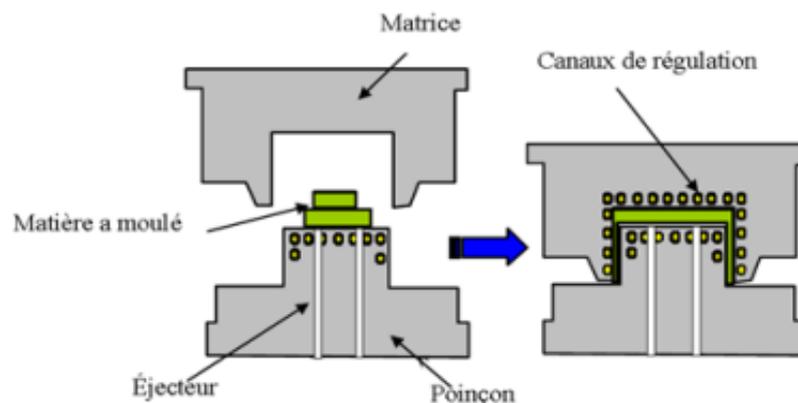
Figure I.14 : Principe de moulage par injection de résine.[6]

### I. 8.2.3 Moulage par injection de compound BMC

Le compound (Bulk Molding Compound), est une masse à mouler constituée de résine, de charges et d'adjuvants divers, renforcé par des fils de verre coupés. Cette masse est préparée dans un malaxeur. Le moulage se fait à chaud (130-150 °C) par injection (principalement) entre moule et contre moule en acier usiné. La pression (50 à 100 bars) de fermeture du moule entraîne le fluage de la matière préalablement dosée et le remplissage de l'empreinte. Le temps de durcissement très court permet un démoulage rapide. On utilise ce type de moulage pour une production en grandes séries, et pour des pièces de taille petite et moyenne, plus ou moins épaisses.

### I.8.2.4 Moulage par compression de mat pré imprégné SMC

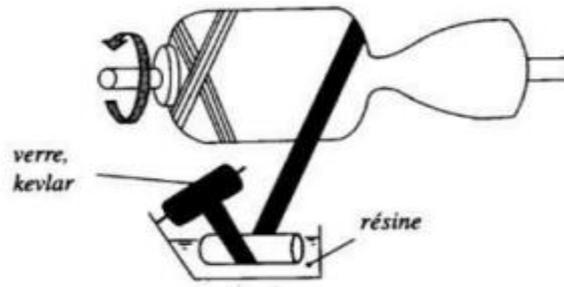
Le mat pré imprégné (Sheet Molding Compound) est une nappe de fils coupés ou continus, imprégné par un mélange de résine polyester, de charges et d'adjuvants spécifiques divers. Découpé en flans de masse et dimensions déterminées, le mat pré imprégné est moulé à chaud (140 à 160°C) par compression entre un moule et un contre moule en acier usiné.



**Figure I.15** : Principe de moulage par compression.[6]

### I.8.2.5 Moulage par enroulement filamentaire

Suivant le schéma illustré sur la figure I.16, le moulage par enroulement filamentaire peut être intégré dans une chaîne de fabrication en continu, et ainsi autoriser l'obtention de tubes de grande longueur [21]. Pour des pièces de révolution à méridienne quelconque, l'enroulement est réalisé sur un mandrin de forme démontable, puis polymérisé en étuve ou en autoclave. Ce procédé est utilisé pour la fabrication de pièces devant résister aux pressions internes.



**Figure I.16** : Enroulement filamentaire [19].

## I.9 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons donné un aperçu général sur les matériaux composites dont les différents types de composites ainsi que leurs applications courantes sont montrés. Les composites sont alors largement utilisés dans un nombre croissant d'applications d'ingénierie mécanique, les composants de machines, pour la gestion thermique et l'emballage électronique, les structures d'automobile, les composants mécaniques, tels que les freins, les arbres d'entraînement, les volants d'inertie, les réservoirs et les récipients sous pression. Dans ce qui suit, nous allons intéresser plus particulièrement aux matériaux sandwichs.

Chapitre II

**Matériaux**

**sandwichs**

## II.1. Introduction

Les matériaux sandwichs ont apparus pour la première fois en 1940, où l'industrie anglaise à intégrer des sandwichs en âme de balsa pour les avions 'Mosquito'. En 1950, des matériaux à base de noyau en nid d'abeilles ont été utilisés principalement pour l'industrie aérospatiale. En 1960, l'introduction du chlorure de polyvinyle (PVC) et du polyuréthane (PUR) a permis leur utilisation à un coût moyen, notamment pour l'isolation et la réduction du poids des structures. Les matériaux sandwichs offrent donc une combinaison unique de légèreté, de résistance et de rigidité, ce qui les rend idéaux pour les structures où le poids est un facteur important.

## II.2. Définition

Le principe de la technique de réalisation du matériau sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux "feuilles", appelées peaux ou semelles, possédant de bonnes caractéristiques en traction. L'objectif d'un tel procédé est de concevoir une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.). Les matériaux les plus couramment utilisés sont décrits dans le tableau II.1.

**Tableau II.1.** Différents types des âmes utilisées[22]

<b>Les âmes pleines</b>	<b>Les âmes creuses</b> essentiellement nid d'abeilles et profilés
Le balsa ou bois cellulaire	Des alliages métalliques légers
Diverses mousses cellulaires	Du papier kraft (enduit ou non de résine)
Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques	Du papier polyamide, type papier Nomex

Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, Kevlar) ou des feuilles d'alliages légers. Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec ces matériaux.

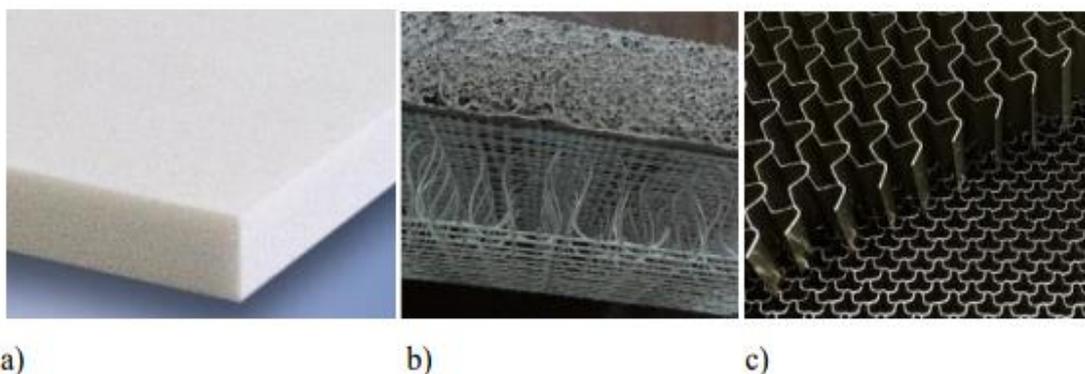
### II.3. Les âmes

L'âme est le noyau d'une structure sandwich caractérisée par une très faible résistance à la flexion, une rigidité importante avec une légèreté remarquable. Aussi, on les trouve généralement avec de grande épaisseur et cela dans le but de supporter les efforts de cisaillement induits par le mouvement de glissement des peaux sous chargement. De plus, les âmes permettent de transmettre les actions mécaniques d'une peau à l'autre. Par conséquent, elle donne à la structure une bonne résistance à la flexion avec une faible masse volumique.

Pour garantir une rigidité et résistance en cisaillement et en compression réglable et adaptable à l'usage et au besoin, il est recommandé d'exploiter des âmes de structures cellulaires étant donné que la variation de la taille des cellules permet de changer la masse volumique de l'âme.

Les âmes creuses ou architecturées telles que les nids d'abeille sont souvent utilisées pour les structures planes à hautes performances mécaniques qui exigent des rigidités plus élevées [22]. Cependant, leurs coûts de fabrication sont relativement élevés.

Cependant, les âmes pleines, comme les mousses, sont généralement de basse densité, avec des propriétés mécaniques relativement faibles aux peaux afin de conserver une masse réduite. Elles permettent d'avoir des structures planes ou courbées avec un rapport coût/performance relativement élevé. Outre ces avantages, l'âme peut améliorer les propriétés de retard au feu, assurer une isolation thermique optimale, et favoriser l'amortissement de vibration pour certaines applications [23]. Les âmes sont classées en trois catégories principales : mousses, mousses renforcées et parois minces (Figure II.1).



**Figure II.1** Différentes catégories des âmes :  
a) mousse, b) mousse renforcée, c) paroi mince[22]

Les matériaux d'âmes sont divers, et sont sélectionnés au regard de l'usage, mais également en fonction du procédé de fabrication et des contraintes spécifiques de l'application.

En présentant les familles des matériaux des âmes, un intérêt particulier sera donné aux mousses polymères rigides, le matériau qui fait l'objet de notre projet d'études.

### II.3.1, Famille de mousses

Il existe trois types de mousses : 1- organique (naturelle comme le balsa), 2-synthétique issue des polymères thermoplastiques, et 3- métallique: tels que l'aluminium, et le céramique (Figure II.2).



Naturelle (liège)



Céramique



Polymérique



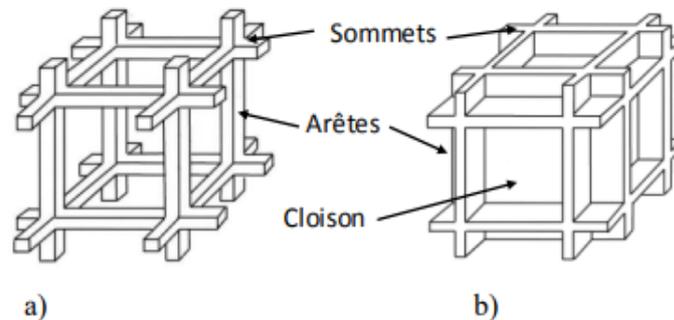
Métallique

**Figure II.2** : Différents types de mousses[24]

Les cellules ont des parois orientées aléatoirement dans l'espace : elles peuvent être *ouvertes* (interconnectées) ou *fermées* (séparées les unes des autres par des parois) comme le montre la figure II.3.

A une échelle microscopique, elles ont un aspect cellulaire, leurs dimensions, forme et topologie sont les caractéristiques qui les distinguent les unes des autres. Cependant, à une échelle macroscopique, une mousse rigide est constituée de 90 à 95 % de cellules fermées, alors qu'un taux de 95% de cellules ouvertes rend les mousses flexibles [24].

Ces dernières se caractérisent par une faible ténacité couplée à une forte capacité de réversibilité à la déformation, contrairement aux mousses rigides. En effet, il a été montré que les propriétés mécaniques des mousses dépendent fortement de la structure des cellules (taille et forme) et du pourcentage des cellules ouvertes et fermées [25].



**Figure II.3** : Cellule de mousse : a) ouverte, b) fermée[25]

Une comparaison menée par [51], entre les mousses et quelques solides a montré que les mousses polymères sont les plus mauvais conducteurs thermiques, ne dépassant pas 10 W/mK, avec une densité relativement faible, allant jusqu'à 0,8 kg/m<sup>3</sup> (figure. I.8). Ces caractéristiques des mousses alvéolées justifient leur ample utilisation dans les applications d'isolation thermique, en particulier les mousses avec des pores de tailles réduites et fermés, mais aussi comme noyau de sandwich pour les structures des avions, des skis, et des bateaux de plaisance où le poids joue un rôle important, tout en conservant les propriétés mécaniques de ces structures. De plus, le cheminement introduit par les pores ouverts permet aux mousses alvéolées un pouvoir d'isolation acoustique important [26].

Ces mousses peuvent avoir des modules d'élasticité allant jusqu'au 1000 MPa et un module de résistance mécanique comparable aux polymères de base. Ceci justifie l'application des âmes dans des structures à haute performance mécanique.

### II.3.1.1 Mousses naturelles

Les mousses naturelles les plus connues sont le liège, le balsa, l'éponge et la pierre ponce. Ils ont des performances thermiques et acoustiques exceptionnelles. De masse volumique allant jusqu'à 150 kg/m<sup>3</sup>, elles présentent une alternative pour le développement de matériaux verts et écologiques. L'âme en bois de balsa à grain fin est particulièrement utilisée dans les pales et les nacelles d'éolienne, et pour des pièces mécaniques dans le secteur automobile et maritime grâce à ses bonnes caractéristiques spécifiques en cisaillement et en compression [55].

[50] ont montré qu'une augmentation de l'épaisseur d'une âme en balsa de 9,5 à 38,1 mm d'un éco-sandwich induit une amélioration des propriétés mécaniques (passage de la rigidité de flexion de 1717 N.m à 18092 N.m, et la rigidité de cisaillement de 709 kN.m<sup>-1</sup> à 1494 kN.m<sup>-1</sup>).

Cependant, le liège est beaucoup plus apprécié pour ses bonnes propriétés d'absorption d'énergie (choc, impact, etc.) et d'amortissement de vibration [31].

### **II.3.1.2 Mousses métalliques**

Les mousses métalliques se distinguent par leur niveau de porosité très important, allant jusqu'à 95 % du volume, ce qui leur permet de faire partie des matériaux ultralégers [32]. ils sont élaborés à partir d'aluminium et conservent certaines propriétés physiques des matériaux de bases (coefficient de dilatation thermique par exemple) et en rétrocèdent d'autres (conductivité thermique généralement réduite) [33].

En raison de leur prix élevé, les mousses métalliques à pores ouverts sont souvent utilisées dans les technologies de pointe, en particulier le domaine aérospatial, dans les échangeurs de chaleur compacts, alors que celles à porosités fermées sont exploitées comme matériaux absorbants d'impacts. Globalement, elles ont une grande rigidité spécifique, un pouvoir d'amortissement mécanique et acoustique remarquable et une bonne aptitude aux opérations mécaniques (usinage conventionnel, assemblage, etc.).

### **II.3.1.3 Mousses minérales**

Les mousses minérales les plus exploitées sont en verre, en béton, et en terre cuite. Elles sont caractérisées par une porosité souvent ordonnée avec une faible densité (variant de 40 à 300 kg/m<sup>3</sup> selon le matériau). En général, elles sont autant utilisées comme écran acoustique et thermique (coefficient d'isolation thermique allant jusqu'à 0,035 W/m.k) que d'autres applications en raison de leurs faibles propriétés mécaniques [34].

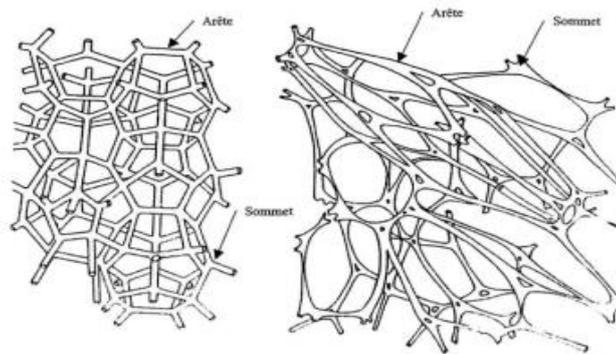
Cependant, elles surmontent les matériaux de base en quelques propriétés, en particulier la résistance à la propagation de fissures, car les alvéoles freinent les fissures et perturbent leur propagation, diminuant ainsi le risque de rupture [35].

Outre ces mousses céramiques, les mousses de carbures sont particulièrement utilisées comme matériaux des échanges thermiques, vu leur pouvoir de résistance à une température de 1500 °C dans une atmosphère oxydante et 2200 °C en atmosphère inerte [36].

### II.3.1.4 Mousses polymères

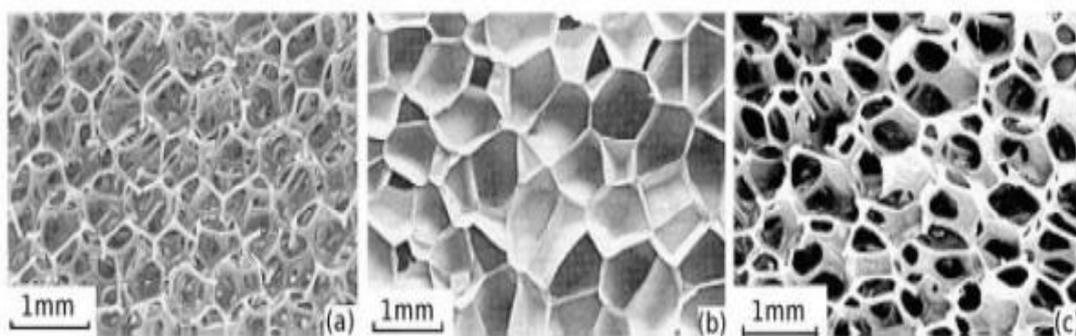
Les mousses polymères les plus courantes sont issues des thermoplastiques comme le Polystyrène (PS), le Polychlorure de Vinyle (PVC), et le Polyuréthane (PUR). Elles sont caractérisées par une certaine proportion maîtrisée de cavités, permettant de leur donner un aspect cellulaire.

Elles sont le résultat d'une génération puis d'une expansion de bulles dans la matrice sous forme liquide. Une structure polygonale (bidimensionnelle ou tridimensionnelle) est ainsi formée, organisée en réseau interconnecté d'arêtes (entretoises) et de cloisons (Figure II.4).



**Figure II.4** : Illustration d'une structure cellulaire tridimensionnelle[37]

On distingue des mousses à porosités ouvertes, constituées uniquement d'arêtes (figure II.5-a), à porosités fermées dont les faces sont recouvertes de cloisons et qui contiennent du gaz à pression atmosphérique (figure II.5-b) et à porosités ouvertes et fermées à la fois (figure II.5-c).



**Figure II.5** : Différents modes de porosités dans une mousse polymérique

**a)** ouvertes, **b)** fermées, **c)** ouvertes et fermées [38]

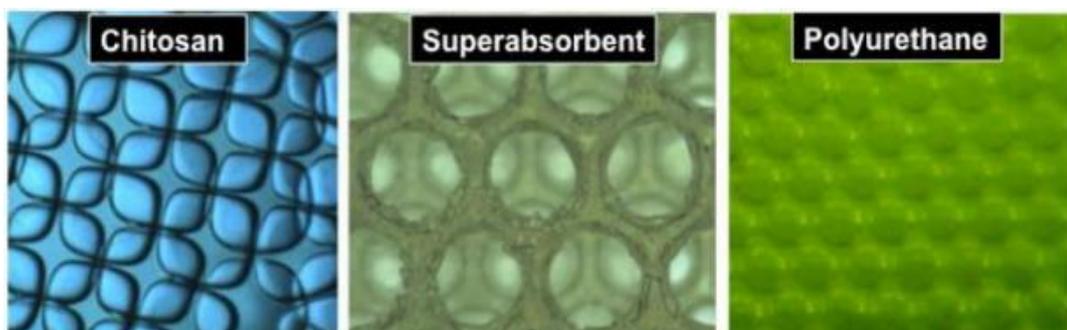
Le tableau II.2 résume quelques propriétés et spécificités de ce type de mousse, extraites de sites commerciaux. En raison de leur nature polymère, les propriétés physiques et mécaniques dépendent fortement de la température [37].

**Tableau II.2.** Quelques propriétés et spécificités des mousses PS et PVC[38]

Type	Propriétés	Spécificités	Usage
Mousse PS : expansé extrudé (PSEE) ou expansé moulé (PSEM)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Conductivité thermique : 0,03 W/M.°C (faible)</li> <li>• Masse volumique de 5 à 65 kg/m<sup>3</sup> (léger)</li> <li>• Module d'Young : 0,1 à 1 MPa</li> <li>• Résistance à la compression : jusqu'à 10 MPa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Faible coût</li> <li>• Facile à usiner</li> <li>• PSEE : structure interne homogène</li> <li>• PSEM : aspect d'une plaque constituée de billes agglomérées</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• isolation thermique</li> <li>• Planche de surf</li> <li>• Isolation acoustique (à cellules ouvertes)</li> </ul>
Mousse PVC	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Conductivité thermique : 0,06 W/M. °C (faible)</li> <li>• Masse volumique courante de 80 kg/m<sup>3</sup> (léger)</li> <li>• Module d'Young : 100 MPa</li> <li>• Résistance à la compression : 3,8 MPa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bonne résistance au styrène</li> <li>• Excellente propriétés mécaniques (surtout en cellules fermées)</li> <li>• Résistance chimique exceptionnelle</li> <li>• Surface lisse et homogène</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Panneaux sandwich à haute performance</li> <li>• Applications sous chargement de fatigue et de choc ou d'impact</li> </ul>

De plus les performances en service (mécanique spécifiquement) sont fortement influencées par l'architecture cellulaire caractérisée par l'indice de densité [38]. Sur une mousse polyuréthane, [56] ont montré que plus cet indice augmente, plus la résistance mécanique en traction et compression augmente. [57] a réussi à développer des mousses ordonnées à partir de 3 polymères de caractères différents (bio polymère, super absorbant synthétique, et du PUT). La figure II.6 montre un exemple de mousses mono disperse ordonnées.

Cette étude a montré qu'en contrôlant simultanément les propriétés des mousses en termes de taille de bulles, de structure et de densité, les propriétés de la mousse polymérique mono disperse finale peuvent être améliorées [39].

**Figure II.6 :** Exemple de mousses mono disperses ordonnées[40]

❖ Mousse PVC AIREX® C70.55 :

La mousse PVC Airex C70.55 est une mousse rigide à haute résistance et à cellules fermées, ayant un rapport poids / rigidité élevé. L'absorption d'eau de ce produit est négligeable, et il offre une excellente résistance aux produits chimiques. Par conséquent, ce matériau est considéré comme l'âme idéal pour les structures sandwichs légères.



**Figure II.7** Mousse PCV AIREX® C70.55 [40]

➤ **Caractéristiques :**

- ✓ Grande résistance et rigidité par rapport au poids ;
- ✓ Bonne résistance aux impacts ;
- ✓ Absorption de résine négligeable ;
- ✓ Bonne résistance à la fatigue ;
- ✓ Bon comportement au feu (auto-extinguible) ;
- ✓ Bonne isolation thermique ;
- ✓ Bonne compatibilité avec le styrène.

Les propriétés mécaniques de la mousse AIREX® C70 sont résumées dans le tableau II.3.

**Tableau II.3.** Quelques valeurs typiques pour AIREX® C70[40]

Densité nominale	54_69
Résistance à la compression verticale (MPa)	0.90_0.75
Module d'élasticité en compression verticale(MPa)	69_55
Résistance à la traction dans le sens de la plaque (MPa)	1.3_1.0
Module d'élasticité en traction dans le sens de la plaque(MPa)	45_35
Résistance au cisaillement(MPa)	0.85_0.70
Module de cisaillement(MPa)	22_18
Elongation jusqu'à la rupture en cisaillement	16_10
Conductivité thermique (température ambiante)( W/M.°C)	0.031

➤ **Applications :**

- ✓ **Marine** : coques, ponts, cloisons, superstructures, intérieurs ;
- ✓ **Ferroviaire et automobile** : Panneaux de toit, intérieurs, planchers, portes, cloisons, jupes latérales, avant-train ;
- ✓ **Énergies renouvelables** : Pales de rotor, nacelles, logements de turbogénérateurs ;
- ✓ **Aérospatiale** : Intérieurs, radômes, chariots de cuisine, aviation générale (fuselage et aile) ;
- ✓ **Industrie** : Outillage, réservoirs, gaines, conteneurs, couvertures, applications pour les loisirs et les sports.

### II.3.1.5 Mousses renforcées

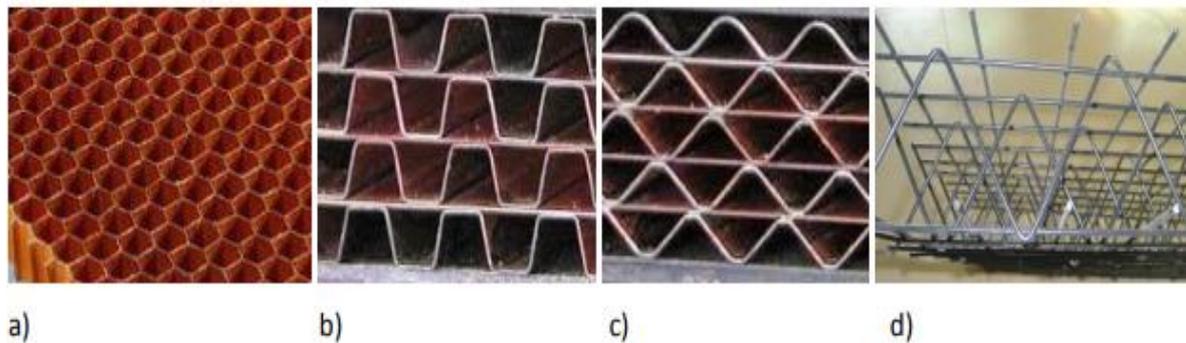
Le renforcement des mousses est souvent adapté avec des matrices en polymère (Figure II.8), en particulier pour les applications nécessitant des propriétés d'isolation thermique et de tenue mécanique couplée [40]. Il peut être sous formes de particules de petites tailles, de fibres courtes ( $< 1$  mm) ou de fibres longues ( $> 10$  mm), selon le domaine d'application [41]. Ces renforts sont de nature organique (polyester, aramide, etc.) ou inorganique (minéraux et végétaux : verre, carbone, bois, papier, etc.). Alors que l'ajout des renforts augmente les caractéristiques mécaniques de la mousse (module d'élasticité), il a été démontré qu'une variation de longueur des fibres de verre (de 12,5 à 50 mm) maintenues dans une mousse polymérique n'a pas d'influence remarquable sur les propriétés mécaniques dans la direction du renfort lors d'une sollicitation simple de traction et de compression [42]. Cependant, un impact significatif a été enregistré sur ces propriétés en faisant varier le ratio massique (dans la gamme de 0 à 20 % en masse) [43]. En termes de propriétés thermiques, le coefficient de dilatation de la mousse PUR est de  $21,5 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ , alors qu'il est de l'ordre de  $17 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  et  $24 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  pour l'acier inoxydable 304L et l'aluminium Al1050, respectivement [44]. [52] a montré que l'architecture cellulaire et le positionnement des fibres de verre dans un plan spécifique induisent un couplage hygro-mécanique anisotrope dans la mousse en PUR. Ceci est en bonne concordance avec les travaux de [53] et [54].



**Figure II.8.** Mousse polyuréthane renforcée de fibres de verre [44]

### II.3.1.6 Mousses architecturées

Les mousses architecturées font partie des âmes creuses à parois minces, structurées en nid d'abeilles (Figure II.9-a), en profilés (cœur gaufré ou ondulé, Figure II.9-b et c) ou treillis de poutres (tétra-édrique par exemple, Figure II.9-d). Le plus souvent, des plaques minces d'aluminium, du Nomex (papier), ou encore des polymères sont exploitées pour la fabrication de ce type de mousses.



**Figure II.9** : Mousse architecturée, structurée en : [45]

**a)** nid d'abeilles, **b)** en profilés (cœur gaufré), **c)** en profilés ondulés, **d)** treillis de poutres

Les mousses architecturées sont utilisées pour des applications exigeant des rigidités plus élevées que les autres types de mousse [45]. Si l'âme en nid d'abeille est une structure 2D extrudée, dominée par des modes de déformation en flexion, même si les parois hors-plan se déforment en traction compression, la structure treillis possède l'avantage d'être dominée par des modes de traction [46]. Les âmes nid d'abeilles ont un pouvoir de résistance au feu et à l'impact très important, en plus de leur souplesse et légèreté (masse volumique variant de 15 à 100 kg/m<sup>3</sup>, avec des épaisseurs dans la plage de 3-50 mm [47]).

Cependant, ce sont les mousses les plus chères relativement. Ainsi, d'un point de vue mécanique, pour une structure sandwich, le noyau nécessite une attention particulière car les tolérances sont très faibles, de l'ordre du MPa, alors que les peaux supportent généralement des charges de plusieurs centaines de MPa. Par conséquent, l'ordre de grandeur relatif des contraintes de cisaillement dans le noyau est de 1% ou moins.

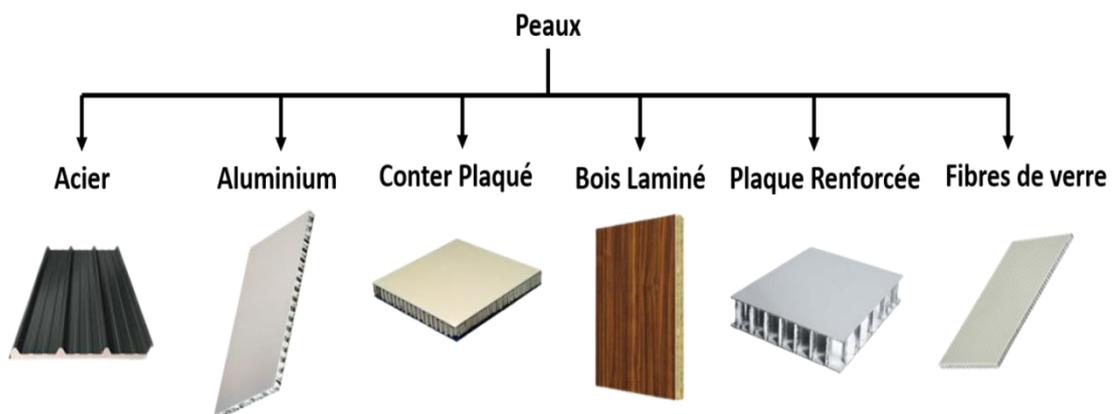
Ce phénomène est particulièrement sensible dans le cas des sandwichs courbés. Par conséquent, le choix d'une âme parmi le panel détaillé auparavant demande une bonne connaissance des propriétés physiques, mécaniques, thermiques, etc., mais également l'usage à adapter et le rapport coût/performance à ne pas négliger.

## II.4 Peaux

Les peaux généralement de faibles épaisseurs, sont constituées de tout matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Elles peuvent être en bois, tôle métallique (aluminium, titane ou acier) ou en matériaux composites stratifiés. Le choix de la nature et des séquences de couches dépendra de l'utilisation des matériaux composites.

- Pour les composites à moyennes et hautes performances, de stratifiés à matrice thermodurcissable (polyesters insaturés, époxydes ou thermoplastique polypropylène, etc.) et d'un renfort fibreux (mat et tissu) de verre et de carbone ou d'aramide.
- Pour les structures portantes, de feuilles métalliques (aluminium, acier).
- Pour des structures de faibles à moyennes performances, de bois, laminé, stratifié, contre-plaqué.

En effet, les peaux ont pour but de reprendre les efforts de flexion traduit par des contraintes normales (traction ou compression) [27]. La figure II.10 illustre les différents types de peaux utilisées pour la fabrication des matériaux sandwichs.



**Figure II.10** : Différents matériaux de fabrication des peaux[27]

L'insertion de l'âme entre les deux peaux permet d'augmenter le moment quadratique de la structure et sa rigidité en flexion, tout en minimisant la masse de l'ensemble. En effet, le tissé permet d'absorber plus d'énergie et une meilleure répartition du cisaillement hors-plan induit par la sollicitation dynamique, induite par l'ondulation des fibres dans les deux directions. Cependant, pour augmenter la dissipation d'énergie, des tissus hybrides sont souvent développés. [49] a montré qu'une formulation de kevlar, lin et époxy, est possible, et qu'elle a permis de coupler les avantages de ces différents matériaux pour une pièce structurale d'efforts de siège pilote.

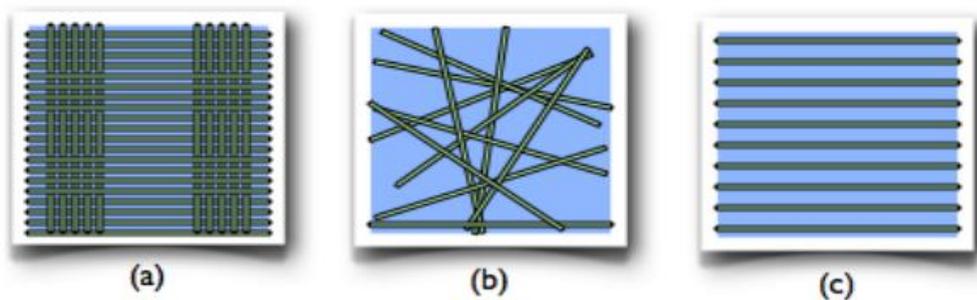
D'autres travaux de recherche sont concentrés sur l'optimisation géométrique des peaux et des paramètres de mise en forme [48].

#### II.4.1 Peaux stratifiées

La stratification est une autre structure couramment rencontrée dans les pièces composites.

Dans un stratifié, les fibres sont agencées en couches fines (quelques dixièmes de millimètre) nommées plis, qui sont empilées les unes sur les autres ; après la mise en forme, ces couches seront liées entre elles par l'intermédiaire de la matrice. Au sein d'un pli, les renforts peuvent avoir n'importe quel type de disposition, pourvu qu'elle soit plane :

- Soit l'un des tissus plans décrits ci-dessus (Figure II.11-a), ce qui donne un comportement plus ou moins anisotrope selon la proportion de fils dans les deux directions ;
- Soit un mat : les fibres sont disposées "en vrac" sans orientation privilégiée sur quelques couches (Figure II.11-b), ce qui donne un comportement quasi-isotrope dans le plan ;
- Soit un tissu unidirectionnel : les fibres sont disposées parallèlement les unes aux autres sur quelques couches (Figure II.11-c) et uniquement maintenues dans cette disposition par quelques fils de trame, ce qui donne un comportement fortement anisotrope.



**Figure II.11** : Dispositions possibles des fibres dans un pli :  
**(a)** tissu plan (ici non équilibré), **(b)** mat, **(c)** unidirectionnel[2]

En jouant sur l'ordre et l'orientation des plis, il est possible d'adapter finement les propriétés mécaniques du stratifié aux sollicitations extérieures, et donc d'atteindre un haut niveau d'optimisation en mettant la matière là où elle est le plus utile. A l'échelle de la structure, les comportements mécaniques ainsi obtenus peuvent être très complexes, et vont du quasi-isotrope à une anisotropie marquée lorsque l'application le nécessite.

Les stratifiés sont globalement moins coûteux à fabriquer que les tissus 3D : en contrepartie, ils sont sujets au délaminage (c'est-à-dire que les plis peuvent se décoller les uns des autres, lorsque la matrice qui les relie se fissure).

#### II.4.1.1 Fibre de verre

Le verre sous forme massive est caractérisé par une très grande fragilité, attribuée à une sensibilité élevée à la fissuration. Par contre, élaboré sous forme de fibres de faibles diamètres (quelques dizaines de micromètres), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques. Les fibres de verre sont élaborées à partir d'un verre appelé verre textile, composé de silice, alumine, chaux, magnésie. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performance /prix, qui les place de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans les matériaux composites. Il existe différents types de verres : le verre E, C, D, R ou S, de différentes propriétés dues à la différence de la composition du mélange de préparation.

#### Les avantages :

- ✓ Haute résistance à la traction et à la compression ;
- ✓ Faible coût par rapport à d'autres fibres ;
- ✓ Haute résistance chimiques et haute résistance au feu.

#### Les inconvénients :

- ✓ Module d'élasticité réduite et une haute densité ;
- ✓ Sensibilité à l'abrasion et aux températures élevées ;

#### II.4.1.2. Fibre de carbone

Les fibres de carbone sont élaborées à partir d'un polymère de base appelé précurseur.



Figure II.12 : Fibre de verre[2]

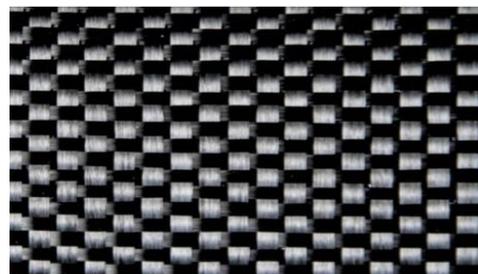


Figure II.13 : Fibre de carbone[2]

**Les avantages :**

- ✓ faible densité ;
- ✓ Haute résistance à la traction ;
- ✓ Haut module d'élasticité longitudinal et haute conductivité électrique.

**Les inconvénients :**

- ✓ Réduction de la résistance au choc ;
- ✓ Faible résistance à la compression ;
- ✓ Coût élevé du carbone

**II.5. Domaines d'application des structures sandwichs****❖ Domaine d'Aérospatiale**

En effet, l'une des premières applications de la construction en sandwich est la fabrication d'un avion militaire britannique de la Seconde Guerre Mondiale, le Mosquito (voir figure II.14). Contrairement aux structures métalliques, sa structure en panneaux sandwichs avec des peaux de placage en bois et une âme en balsa, lui confère une grande légèreté et par voie de conséquence une vitesse plus élevée. Cette structure permettra également de le rendre plus difficilement détectable par les radars. Au cours des années 1940, l'apparition de nouveaux matériaux d'âme a encouragé les principaux constructeurs d'avions militaires à utiliser davantage les composites sandwichs. En effet, en 1943, la base aérienne américaine Wright-Patterson (WPAFB) a commencé à utiliser des structures sandwich avec des peaux stratifiées en résine polyester renforcée de fibres de verre liées entre elles par une âme de faible densité (balsa ou nid d'abeille en fibres de verre) pour fabriquer le fuselage de leur VULTEE BT-15.

Ces dernières années, la plupart des avions civils ont également adopté cette construction pour de nombreux composants. Par exemple, les planchers de l'avion Boeing 747 sont fabriqués à partir d'un panneau sandwich de balsa et de feuille d'aluminium.



**Figure II.14** Avion militaire Britannique, Le Mosquito, en structure sandwiche.[15]

### ❖ **Domaine de Ferroviaire**

Dans le secteur ferroviaire, la technique de construction en sandwich a été sélectionnée pour la fabrication des cabines de trains à grande vitesse (TGV) (Figure II.15.). Les propriétés exceptionnelles de ces structures en font le matériau idéal pour pallier aux problèmes de la propagation des ondes de pression lors de croisement de deux trains dans un tunnel. De plus, la bonne résistance au feu et la grande résistance à des températures très élevées de certaines mousses thermoplastiques, ont permis par exemple la conception du train allemand «Transrapid». Grâce à une structure en matériaux sandwichs, ce dernier peut atteindre des vitesses supérieures à 550 Km/h.

### ❖ **Domaine de la construction navale**

Dans le domaine de la construction navale, les caractéristiques de légèreté et surtout d'absence de corrosion des structures sandwichs, lorsque les divers constituants ne sont pas métalliques, commencent à susciter de l'intérêt. Ils ont mené une étude expérimentale et analytique sur l'utilisation des panneaux sandwichs possédant une âme en acier ondulé dans la construction des superstructures de navires. Ils ont démontré que le remplacement d'une construction en acier conventionnelle par une construction en sandwich peut apporter des gains de masse jusqu'à 40 à 50%. L'utilisation de construction sandwich à âme en nid d'abeille pour la fabrication des voiliers a pour conséquence de diminuer la masse de la structure de 70% comparativement à la construction traditionnelle en composite à base de fibres de graphite (carbone).

De nos jours, pratiquement tous les bateaux de plaisance américains de moins de 43 mètres sont construits en sandwichs composites en fibres de verre.

## **II.6. Conclusion**

Dans ce chapitre, nous avons présenté les matériaux sandwichs qui ont de nombreux avantages en termes de résistance, de légèreté et d'isolation thermique et acoustique. Ils sont largement utilisés dans des applications telles que l'aéronautique, l'automobile et la construction. Cependant, le choix des matériaux constituant est l'objectif essentiel pour garantir les performances mécaniques requises. Des études approfondies sont donc nécessaires pour évaluer leurs comportements sous chargement spécifique. Dans le chapitre suivant, nous présenterons notre matériau d'étude, la méthode d'élaboration adoptée ainsi que les méthodes de caractérisation effectués.

Chapitre III

**Procédures  
expérimentales**

### III.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons l'ensemble des procédures expérimentales avec lesquelles ce sujet a été abordé. Tout d'abord, nous commençons par la présentation de la technique utilisée pour élaborer les matériaux d'étude à partir des fibres de verre et de carbone en utilisant de la mousse PVC et de la résine époxy. Ensuite, nous passerons à la description des éprouvettes réalisées suivant les tests souhaités. Par la suite, nous présenterons les machines d'essais mécaniques qui font l'objet de la présente étude.

### III.2. Matériau d'étude

#### III.2.1. Choix et motivation

Les matériaux utilisés pour cette étude sont :

- ✓ Un composite constitué d'une matrice époxy renforcée par des fibres continues de verre sergé ;
- ✓ Un composite constitué d'une matrice époxy renforcée par des fibres continues de carbone ;
- ✓ Deux matériaux sandwichs à âme en mousse PVC flexible et grillagée, de type C70.55 dont son épaisseur vaut 5 mm (Figure III.1). .

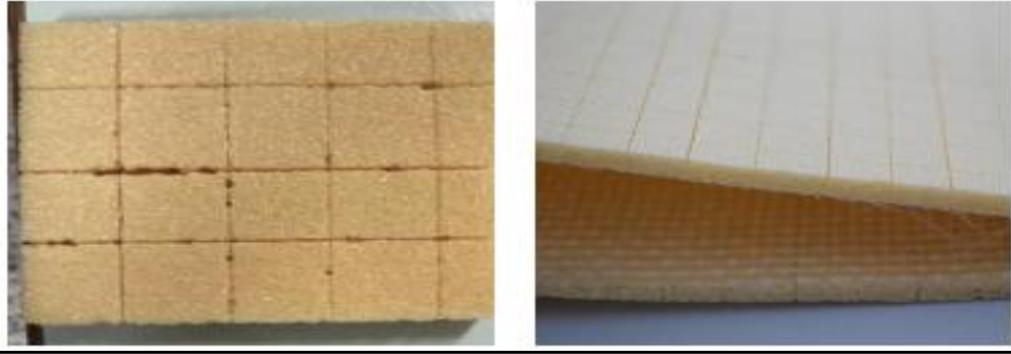
Concernant les semelles du matériau sandwich, un empilement de trois couches sur chaque facette :

- En verre sergé ( $160 \text{ g/m}^2$ ) est inséré sur les deux côtés de l'âme pour le premier panneau (Figure III.2) ;
- En carbone taffetas ( $145 \text{ g/m}^2$ ) est inséré sur les deux côtés de l'âme pour le deuxième panneau (Figure III.3) ;

A noter que les matériaux ont été élaborés par la méthode sous vide en utilisant une résine époxy.

#### ➤ Mousse PVC

La mousse AIREX® C70 est compatible avec la plupart des résines et processus de fabrication. C'est un matériau d'âme idéal pour une large variété de structures sandwich soumises aux charges statiques et dynamiques. Grâce à sa légèreté spécifique exceptionnelle (propriétés vs. densité) C70 est le matériau préféré pour les applications dont le poids est à minimiser.

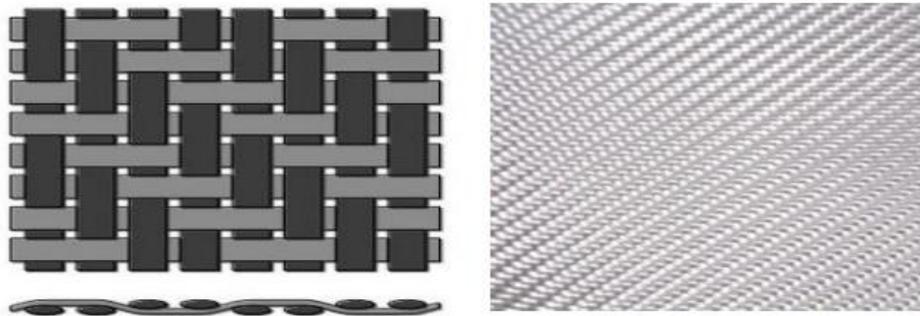


**Figure III.1** : La mousse AIREX® C70

➤ **Verre sergé**

Les tissus “sergés” possèdent une durabilité supérieure aux tissus type “taffetas”, ils permettent la stratification de pièces avec un fort galbe.

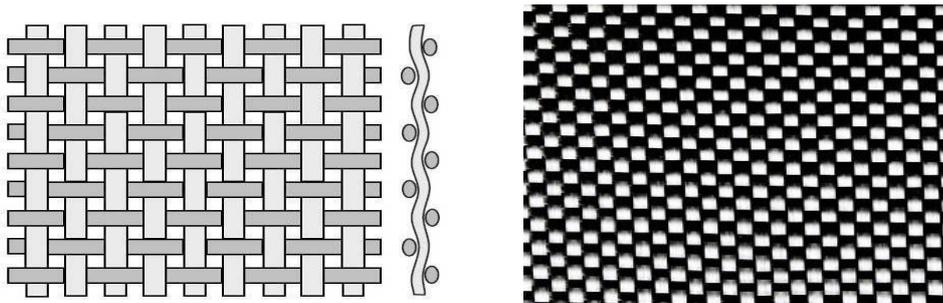
La qualité de tissage facilite d’autant plus le drapage et l’imprégnation des fibres qui en font des tissus très appréciés pour toutes les applications comme la voie humide, l’infusion, le RTM, etc. Il est, généralement, destiné à être utilisé par la résine époxy ou polyester.



**Figure III.2** Configuration d’un tissu en verre sergé

➤ **Carbone Taffetas**

Les tissus carbone taffetas forment un damier avec un tissage des fibres à 90°. Faible déformation. Bonne stabilité dimensionnelle du tissu et peu de franges lors de la découpe.



**Figure III.3** Configuration d’un tissu en carbone taffetas

### ➤ Résine époxyde

Les résines époxyde (ou époxydiques) durcissent (réaction irréversible) en présence d'un durcisseur, sous l'effet de la chaleur (matériaux thermodurcissables) :



Ils offrent l'avantage d'être appliqué sur :

- Des revêtements horizontaux ou verticaux et supports béton : Il convient pour le revêtement en couches intermédiaires des parois intérieures des baches à eau, canalisations, de sols, murs dans les industries agroalimentaire, pharmaceutique, parking et stockages, etc.
- Propriétés et points forts : en particulier son aspect lisse et brillant et une bonne adhérence de la peinture époxy.

Dans notre travail, la résine utilisée est fournie par LORN Chemical society.

### III.2.2 Elaboration du matériau

Afin de mener à bien notre étude, nous avons confectionné :

1. Deux semelles distinctes en composites stratifiés de dimensions (500x500) mm<sup>2</sup> en verre sergé et en carbone taffetas, respectivement. Chaque plaques et constituée de trois empilements. Les plaques fabriquées seront découpées et testées en traction uni-axiale afin de caractériser le comportement de chaque type de semelle en traction (Figure III.4).
2. Deux panneaux sandwichs distincts de dimensions (500x500) mm<sup>2</sup> et d'une épaisseur de 6,5 mm et de 6,2 mm dont les semelles sont en verre et en carbone, respectivement. Les deux panneaux seront découpés selon les recommandations de la norme en éprouvettes de flexion. Ces échantillons sont constitués donc de trois couches d'un stratifié comme semelles et d'une mousse PVC AIREX® C70 comme âme et d'une résine époxy.



a)



b)

**Figure III.4** : Des semelles stratifiées

a) Stratifié en fibre de carbone    b) Stratifié en fibre de verre.

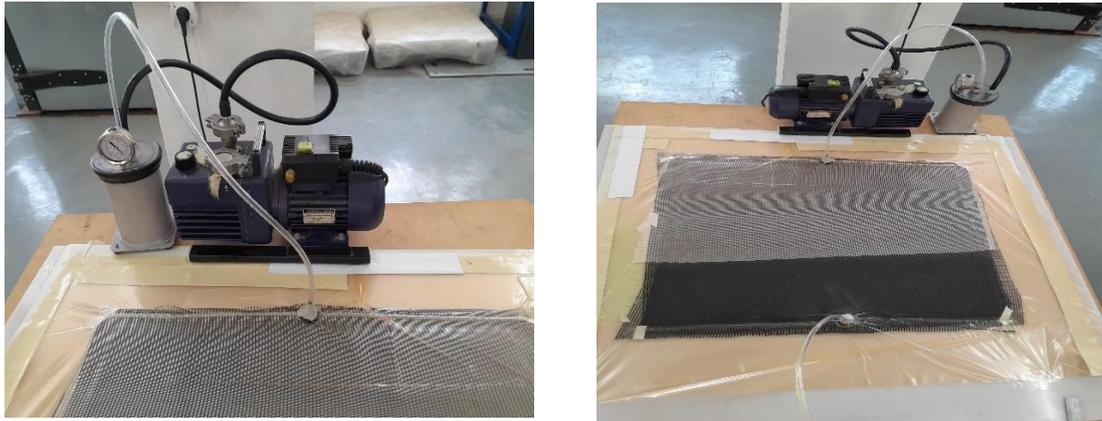
La fabrication des éprouvettes est obtenue par un procédé de moulage sous vide. Le tissu est placé dans un sac en polyamide sous vide. Ce dernier permet d'évacuer l'air emprisonné lors de l'empilement des plis ce qui permet de réduire les porosités au sein du matériau en sortie de sa fabrication.

❖ **Concernant Les principales étapes de la fabrication des plaques stratifiées en verre et en carbone sont les suivantes :**

1. Découper la nappe aux dimensions de la plaque à réaliser.
2. Ensuite, il faut assembler les trois plis de manière à ce que la séquence d'empilement soit symétrique équilibrée par rapport au plan moyen de la plaque ;
3. Fixer l'enveloppe sur la table à l'aide d'un scotch collant à doubles faces ;
4. Superposer les tissus d'arrachages, et de drainage au-dessus des tissus de verre pour la plaque de verre et des tissus de carbone pour la plaque de carbone (Figure III.5);
5. Mettre en place l'ensemble des tissus à l'intérieur de l'enveloppe (Figure III.6) ;
6. Installer la pompe à vide et le système d'injection de la résine ;
7. Fermer l'enveloppe adéquatement par un scotch collant à doubles faces ;
8. Préparer le mélange résine/durcisseur (1/3 de durcisseur pour 2/3 de résine) ;
9. Mettre en marche la pompe à vide, ceci permettra de créer le vide, et par la suite imprégner progressivement le renfort par la résine (Figure III.7) ;
10. Arrêter l'injection de la résine après l'imprégnation totale du tissu ;
11. Garder la pompe en marche, afin d'assurer l'aspiration de la résine supplémentaire ;
12. Arrêter la pompe, après un temps d'aspiration (12 heures) ;
13. Garder la plaque fixée sur la table, jusqu'à la polymérisation totale de la plaque (24 heures);
14. Le démoulage de la plaque (enlèvement de : l'enveloppe, tissu de drainage, et le tissu d'arrachage).

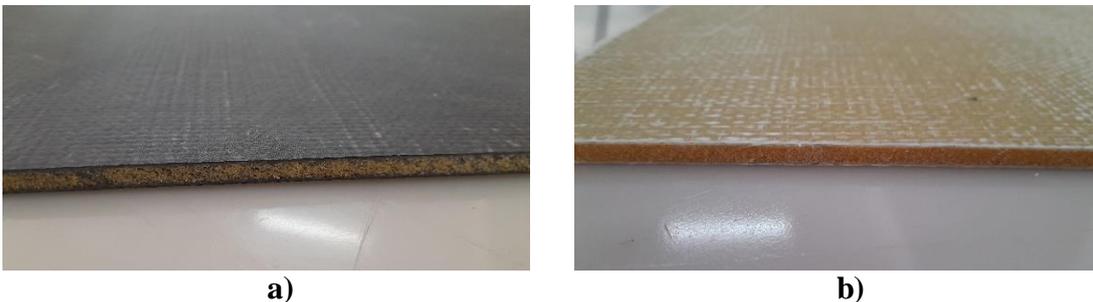


**Figure III.5 :** Mise en place de l'ensemble des tissus à l'intérieur de l'enveloppe.



**Figure III.6 :** Mise en marche de la pompe à vide.

- ❖ **Concernant Les principales étapes de fabrication des panneaux sandwich sont les mêmes sauf qu'il faut assembler les plis de manière à ce que la mousse en PVC soit au milieu des semelles.**



**Figure III.7 :** Les panneaux sandwich en mousse pvc  
a) En semelle de carbone b) En semelle de verre.

### III.3 Essais mécaniques et matériels utilisés

#### III.3.1 Essai de traction

##### III.3.1.1 Objectif et principe

Parmi tous les essais mécaniques, l'essai de traction est certainement l'essai le plus fondamental. Il sert à déterminer les principales caractéristiques mécaniques telles que le module d'élasticité, le coefficient de Poisson, la limite d'élasticité, la résistance à la rupture, l'allongement après rupture et le coefficient de striction. Son exécution est facile et les résultats obtenus servent à dimensionner tous types de pièces.

L'essai de traction est généralement réalisé en introduisant une éprouvette dans une machine de traction universelle. Cette machine consiste en une base plane et un piston hydraulique ayant un mouvement linéaire perpendiculairement à cette même base.

De plus, des mâchoires (hydrauliques ou manuelles) se trouvent sur le piston ainsi que sur la base. Ces dernières sont installées de sorte à ce que leurs axes soient colinéaires avec celui du

piston. Alors, une fois l'éprouvette insérée dans les mâchoires, le piston est déplacé verticalement et la force axiale nécessaire à ce déplacement est enregistrée.

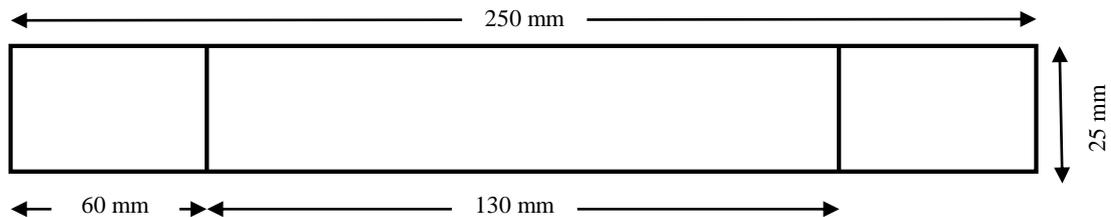
Ces propriétés mécaniques sont généralement calculées de la manière suivante :

- Premièrement, la contrainte axiale  $\sigma_x$  dans l'éprouvette est obtenue en divisant la force axiale mesurée par l'aire de la section utile de l'éprouvette au début de l'essai.
- Deuxièmement, le module élastique en tension est calculé en divisant la contrainte axiale par la déformation mesurée.
- Finalement, la contrainte à la rupture est habituellement identifiée comme étant la contrainte maximale enregistrée durant tout l'essai.

### III.3.1.2 Epreuve de traction

Les études et les normes concernant l'éprouvette de traction recommandent en général d'utiliser une éprouvette plate dont la longueur de la section utile ait un ordre de grandeur (i.e. 10 fois) supérieure à la largeur.

Dans notre étude, les essais de traction réalisés sur les peaux (stratifié en verre-époxy et carbone-époxy) ont été effectués selon la norme **ASTM D3039**. Les éprouvettes, parallélépipédiques, ont les côtes suivantes : largeur de 25 mm et longueur de 250 mm. La largeur de stratifié en verre et en carbone sont 0.7 mm et 0.9 mm ; respectivement.



**Figure III.8** : Epreuve de traction

### III.3.1.3 Méthode d'introduction de la charge axiale

Les normes régissant l'essai de traction proposent différentes méthodes permettant l'introduction de la charge axiale dans la section utile de l'éprouvette par la machine de traction. Par exemple, les normes ASTM et ISO suggèrent d'insérer les éprouvettes directement dans les pinces et d'appliquer une pression minimale empêchant le glissement de l'éprouvette lors du test.

La norme ASTM recommande aussi d'insérer du papier de verre ou des talons (sans adhésif) entre l'éprouvette et les mâchoires. Si le matériau ne présente toujours pas de rupture acceptable, les deux normes conseillent de coller des talons sur l'éprouvette.

Dans notre cas, suivant la norme ASTM nous avons opté pour l'insertion des éprouvettes directement dans les pinces sans les talons.

#### III.3.1.4 Banc expérimental pour les essais de traction

Les essais de traction réalisés sur les différentes éprouvettes ont été effectués sur une machine de traction Zwick / Roell Z100 qui existe au niveau du Laboratoire de résistance des matériaux à l'ESTA/Dar El Beida, sa capacité maximale est de 100 KN.

Les essais ont été réalisés à une vitesse de 2 mm/min. La machine est dotée d'un logiciel d'expertise (TestXpert III-V1.4), qui facilite le contrôle de l'essai en cours et permet l'acquisition des données nécessaires.

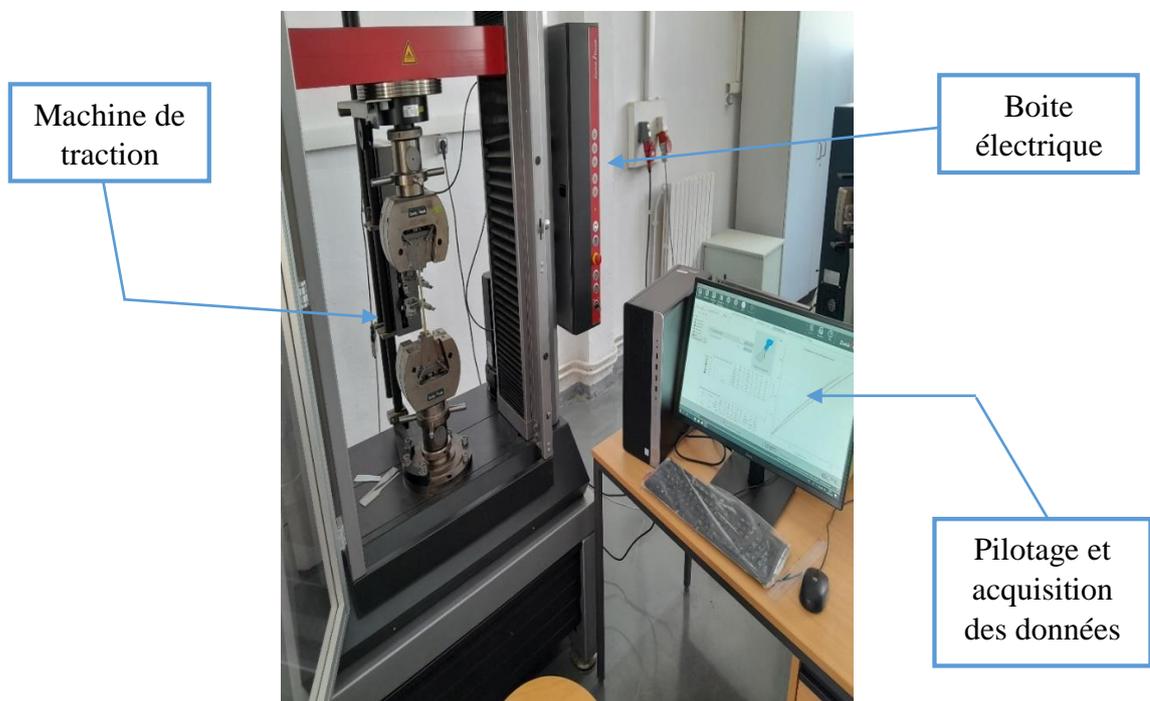


Figure III.9 : Banc expérimental pour les essais de traction.

#### III.3.1.5 Essais de traction des semelles

Des essais de traction ont été réalisés sur des échantillons coupés dans les peaux afin d'évaluer leurs propriétés mécaniques. Trois échantillons pour chaque type de semelles a été testés et caractériser en traction. Comme le montre la figure III.10, les éprouvettes ont rompus au milieu de la zone utile indiquant le du test.



**Figure III.10** : Échantillon de traction.

### III.3.2 Essai de flexion

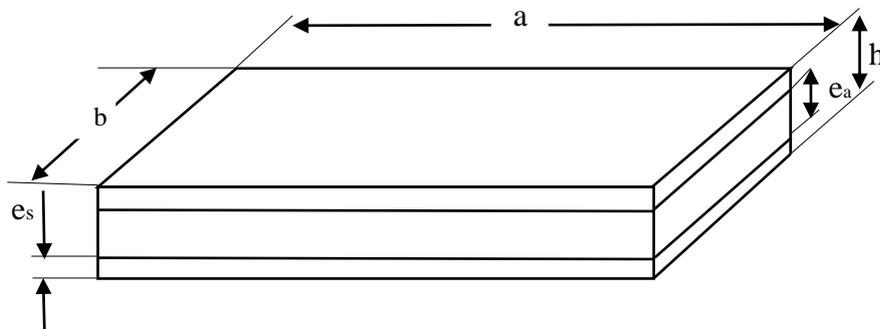
#### ❖ Géométrie de l'éprouvette

Les éprouvettes utilisées pour les essais de flexion sont toutes identiques. Elles ont une forme parallélépipède et elles ont été découpées suivant les recommandations décrites dans la norme NFT54-606.

La longueur de l'éprouvette doit être égale à la distance entre appuis augmentée de 50 mm ou de 1/10 de cette longueur entre appuis, suivant la plus grande de ces deux valeurs.

La hauteur et la largeur de l'éprouvette ainsi que la distance entre appuis doivent être mesurées à au moins 1% près.

- Carbone =  $6.2 * 25 * 150 \text{ mm}^3$
- Verre =  $6.5 * 25 * 150 \text{ mm}^3$

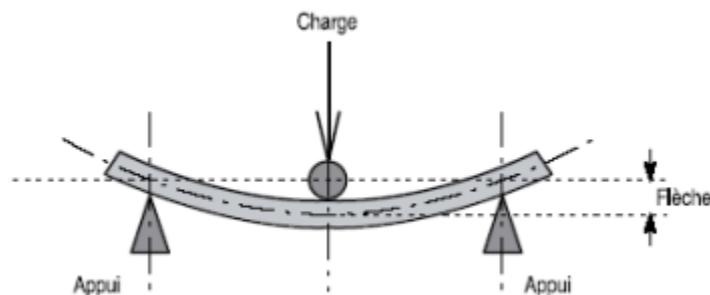


**Figure III.11** : Éprouvettes rectangulaires des essais de flexion 3 et 4 points.

### III.3.2.1 Principe de l'essai de flexion trois points

L'essai de flexion 03 points est un test mécanique statique qui fait partie de la famille des essais indépendants du temps. Cet essai permet de caractériser des propriétés intrinsèques et extrinsèques des matériaux étudiés. Il est très facile à mettre en œuvre (absence de système de fixation d'éprouvette et géométrie simple de l'échantillon). Plusieurs paramètres interviennent dans la conception et le calcul du panneau sandwich soumis à un effort de flexion :

- La flèche de déformation,
- La résistance à la rupture et le module de l'âme et des peaux,
- Le module de sollicitation statique ou dynamique

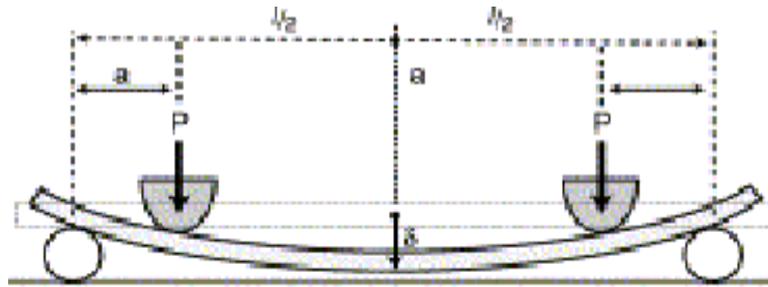


**Figure III.12** : Schéma d'un essai de flexion 3 points

### III.3.2.2 Principe de l'essai de flexion quatre points

Dans ce cas, on utilise les mêmes appuis simples, mais on applique deux charges au lieu d'une seule charge concentrée. Lorsqu'on augmente progressivement la charge, sans dépasser la limite de résistance pratique, la poutre se déforme suivant une flèche déterminée selon la nature des composants constituant de la poutre. Cet essai s'effectue sur la même machine que la flexion trois points. La flexion 4 points permet en particulier de créer un moment de flexion pur dans la zone centrale. Ces essais sont normalisés et sont couramment utilisés grâce de leur simplicité de mise en œuvre. Ils permettent de déterminer certaines caractéristiques telles que :

- Caractéristiques élastiques des peaux (flexion 4 points) et de l'âme (flexion 3 points) avec une bonne fiabilité ;
- Résistances de l'âme ou des peaux suivant les modes de rupture et ceux en fonctions de la longueur de l'éprouvette : soit cisaillement de l'âme (éprouvette courte) ou rupture statique des peaux (éprouvette longue).



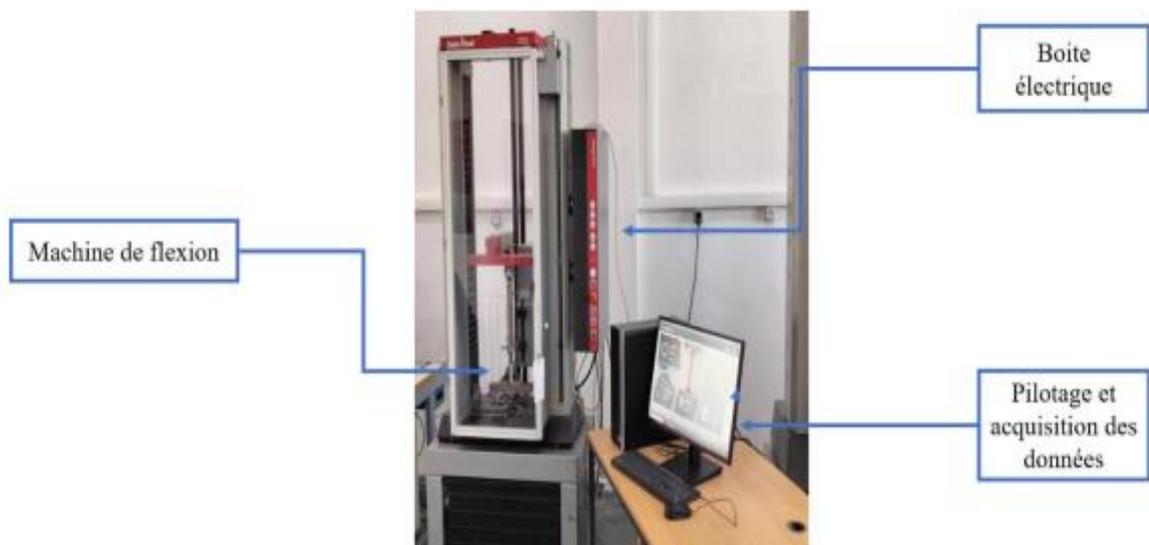
**Figure III.13** : Schéma d'un essai de flexion 4 points.

### III.3.2.3 Banc expérimental pour les essais de flexion

Les essais de flexion trois et quatre points ont été effectués suivant la norme NF T 54-606 sur une machine universelle de type Zwick Z005 équipée d'un capteur de force de 5 kN (Figure III.14).

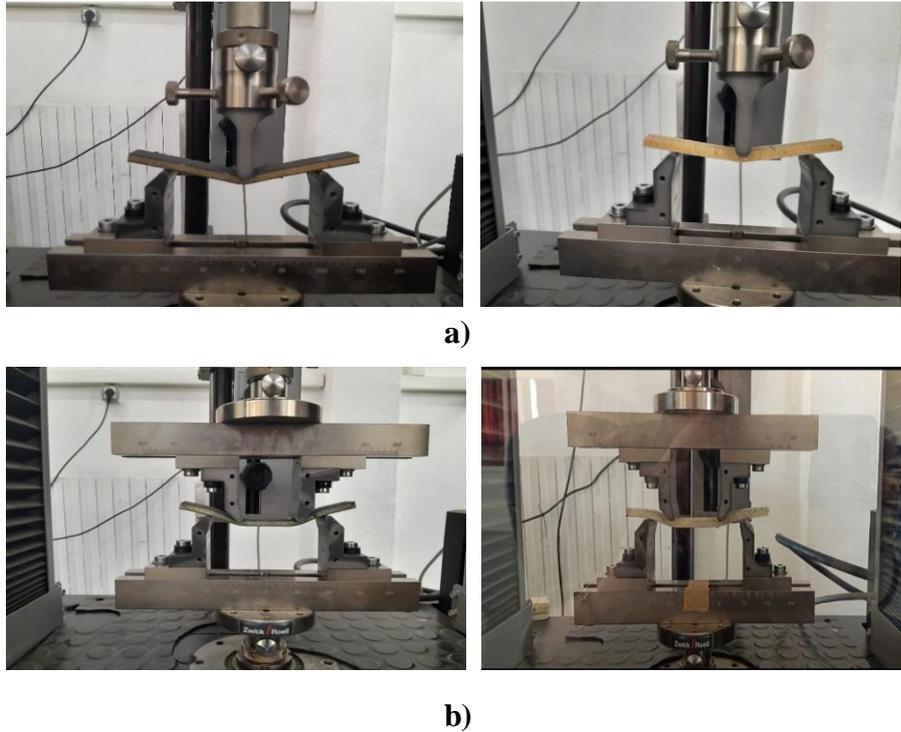
La vitesse d'avance est 3,25 mm/min pour le matériau sandwich en verre et de 3,1 mm/min pour sandwich en carbone (vitesse =  $h/2$ ).

L'acquisition des données est réalisée à l'aide d'un logiciel testXpert III-V1.4 qui facilite le contrôle de l'essai en cours et permet l'enregistrement des données.



**Figure III.14** : Machine universelle Zwick Z005.

La figure III.15 montre les dispositifs de flexion trois et quatre points utilisés pour la réalisation des essais de flexion souhaités. Pour chaque essai, nous avons effectué trois essais pour s'assurer de la bonne reproductibilité du comportement en flexion du matériau sandwich.



**La figure III.15** : Dispositifs de flexion  
(a) trois points (b) quatre points.

La distance entre appuis pour les essais de flexion trois point est prise égale à 15 à 20 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich ( $d_1 = 15 \text{ à } 20 h$ ), (**Norme NF T 54-606**). Tandis que la distance entre appuis pour les essais de flexion 4 point est égale au quart de la distance  $d_1$  ( $d_2 = d_1/4$ ).

- ✓ Verre  $d_1 = 110 \text{ mm}$        $d_2 = 27,5 \text{ mm}$
- ✓ Carbone  $d_1 = 100 \text{ mm}$        $d_2 = 25 \text{ mm}$

### III.3.2.4 Calcul de la contrainte normale en flexion $\delta$

#### ➤ Cas de l'essai de flexion en trois points

$$\delta = \frac{p_1 d_1}{2 e s (h + e a) b} \text{ (Mpa)} \quad \text{Equation (1)}$$

- $P_1$  : la charge à la rupture des semelles, exprimée en Newtons, pour l'essai de flexion en 3 points ;
- $d_1$  : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en 3 points ;
- $e s$  : l'épaisseur des semelles, exprimée en millimètres ;
- $h$  : épaisseur totale de la structure sandwich, exprimée en millimètre ;
- $e a$  : épaisseur de l'âme, exprimée en millimètre ;
- $b$  : la largeur de l'éprouvette, exprimée en millimètre.

➤ **Cas de l'essai de flexion en quatre points**

$$\delta = \frac{P2 \cdot d2}{4es (h + ea)b} \text{ (Mpa)} \quad \text{Equation (2)}$$

p2 : la charge à la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en 4 points ;

d2 : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en 4 points.

### III.3.2.5 Calcul de la rigidité en flexion (D)

➤ **Cas de l'essai de flexion en trois points**

Calculer le rapport  $\frac{W_1}{P_1}$  à partir de la courbe charge/déplacement ce rapport est égal à :

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

- d1 : la distance entre appuis (encore appelée portée), exprimée en millimètre.
- p1 : la charge concentrée, exprimée en newtons, égal à la moitié de la charge de rupture.
- w1 : le déplacement mesuré à mi- portée sous la charge p1. Elle est mesurée en millimètre.
- D : la rigidité en flexion de la structure sandwich, exprimée en newtons. Millimètres carrés.
- N : la rigidité en cisaillement de la structure sandwich, exprimée en newtons.

➤ **Cas de l'essai de flexion en quatre points**

On calcule le rapport  $\frac{W_2}{P_2}$  à partir de la courbe charge/déplacement ce rapport est égal à :

$$\frac{W_2}{P_2} = \frac{11 \cdot d_2^3}{768 \cdot D} + \frac{d_2}{8 \cdot N} \quad \text{Equation (4)}$$

- d2 : la distance entre appuis (portée), exprimée en millimètre
- p2 : la charge totale concentrée, en deux points, exprimée en newtons, (espacé généralement de  $\frac{d_2}{2}$  et situés à  $\frac{d_2}{4}$  de chaque appuis) P<sub>2</sub> est choisie égale à la moitié de la charge de rupture.
- W<sub>2</sub> : le déplacement mesuré à mi-portée sous la charge totale P<sub>2</sub>. Elle est exprimée en millimètres. D et N ont la même signification qu'au pare avant.

Les formules 3 et 4 forment un système de deux équations dont les solutions D et N sont données par les formules : La rigidité en flexion de la structure sandwich est donnée par la formule :

$$D = \frac{P1.d1^3 * [1 - (\frac{11.d2^2}{8.d1^2})]}{48.w1 * [1 - \frac{2*P1.d1.w2}{P2.d2.w1}]}$$
 (En N.mm<sup>2</sup>) Equation (5)

### III.3.2.6 Calcul de la rigidité en cisaillement (N) :

Pour la détermination des propriétés de cisaillement, la distance entre appuis (d) doit être égale à 10 fois l'épaisseur totale de la structure sandwich (h) : (d = 10 h). (**Norme NF T 54-606**)

- ✓ Carbone d1 = 62 mm
- ✓ Verre d1 = 65 mm

La rigidité en cisaillement de la structure sandwich est donnée par la formule :

$$N = \frac{P1.d1 * [(\frac{8.d1^2}{11.d2^2}) - 1]}{4.W1 * [(\frac{16.P1.d1^3.W2}{11.P2d2^3.W1}) - 1]}$$
 (en Newton) Equation (6)

### III.3.2.7 Calcul du module de coulomb de l'âme (G<sub>a</sub>) :

Le module de coulomb de l'âme G<sub>a</sub> est lié à N par la relation :

$$G_a = N * \frac{4 * ea}{(h + ea)^2 * b}$$
 (en Newtons par millimètre carré) Equation (7)

## III.3. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté l'ensemble des procédures expérimentales avec lesquelles ce sujet a été abordé. Tout d'abord la présentation de la technique utilisée pour élaborer les matériaux d'étude par la méthode sous vide. Une description des principaux matériaux faisant l'objet de l'étude (le verre sergé, le carbone taffetas, résine époxy et la mousse PVC) et du matériel nécessaire pour leurs élaborations a été présentée. Ensuite, nous passerons à la description des éprouvettes réalisées selon la norme ASTM D3039-76 et la norme NFT 54-606 pour les essais de traction et de flexion, respectivement. Par la suite, nous avons présenté les machines d'essais mécaniques ainsi que les lois qui régissent le calcul des caractéristiques mécaniques pour chaque type d'essai. Dans ce qui suit, les résultats obtenus ainsi que leurs discussions seront présentés.

# Chapitre IV

## **Résultats**

**expérimentaux et**

**discussions**

## IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats expérimentaux, relatifs aux caractéristiques mécaniques obtenues sur les éprouvettes en composites stratifiés et les matériaux sandwichs ayant subi les divers tests mécaniques sujet de cette étude. Nous commençons par la présentation des résultats de traction des deux types de semelles élaborées où nous évaluons les propriétés mécaniques du stratifié en verre sergé et en carbone, respectivement. Ensuite, nous passerons à l'analyse des courbes de flexion 3 et 4 points pour chaque type de sandwich. Aussi, une comparaison du comportement suivant le sens de chargement en flexion, soit sur la facette supérieure ou inférieure, sera menée et discutée. Enfin, nous présenterons les résultats obtenus en termes de module de cisaillement de l'âme pour l'ensemble des panneaux sandwichs testés.

## IV.2 Essais de Traction

Des essais de traction ont été réalisés sur des échantillons coupés à partir des peaux afin d'évaluer leurs propriétés mécaniques. Les essais de traction réalisés sur les peaux (stratifié verre-époxy et carbone-époxy) ont été effectués selon la norme **ASTM D3039**. Les éprouvettes, parallélépipédiques, d'épaisseur 0.7 mm et 0,9 pour le verre et le carbone, respectivement, ont les dimensions suivantes : largeur de 25 mm et longueur de 250 mm. La vitesse du test est de 2 mm/min. Un extensomètre a été utilisé pour enregistrer la déformation.

Les courbes des contraintes en fonction de la déformation des trois essais de traction pour chaque composite sont présentées dans (Figure IV.1). Nous remarquons que la valeur de la contrainte maximale associée au composite en fibre de carbone est élevée par rapport à celle du composite en fibre de verre. En revanche, la valeur de la déformation à la rupture est supérieure pour le stratifié en verre par rapport à celui en carbone. On remarque clairement que le stratifié en carbone est bien meilleur que le composite en verre en terme de résistance à la traction.

Par conséquent, l'utilisation de composites à fibres de carbone est donc plus recommandée dans les régions qui sont soumises à des sollicitations de traction.

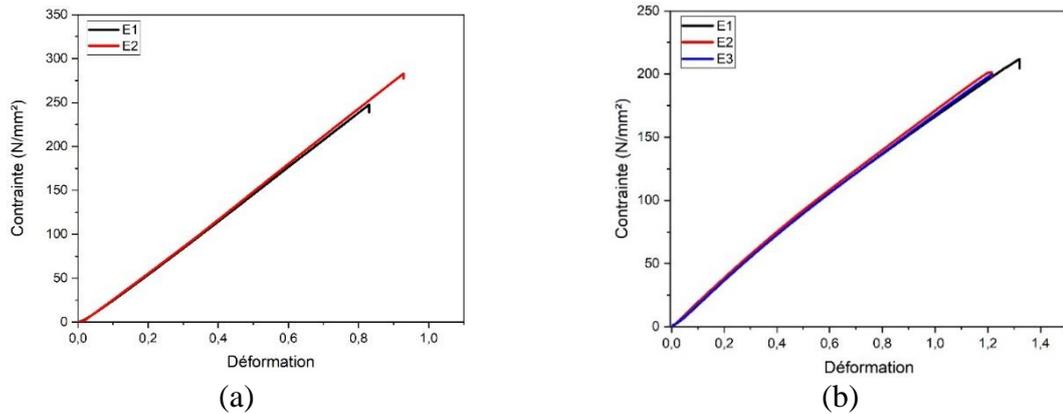


Figure IV.1 : Courbe de traction des semelles  
(a) fibre de carbone et (b) fibre de verre

Ainsi, Nous avons donc calculé la valeur moyenne de la contrainte à la rupture, la déformation à la rupture et le module d'élasticité comme résumé dans le tableau IV.1.

**Tableau IV.1** : Caractéristiques des semelles en traction

	Semelle en Carbone	Semelle en Verre
E	30.5 GPa	19.7 GPa
$\sigma_{moy}$	265,25 MPa	204,42 MPa
$\epsilon_M$	0,87	1,25

Le module de Young est calculé par le rapport de la contrainte sur la déformation (mesure de la pente dans le domaine élastique) dans une plage d'allongement de 0.1%, 0.2 %, jusqu'à 0,3 %. Il est bien évident que la valeur correspondante au composite en fibre de carbone est supérieure avec une valeur de **30.5 GPa** en moyennant les deux essais bien que le module correspondant au composite à fibre de verre a une valeur de **19.7 GPa** en moyennant les 3 essais.

### IV.3 Essais de flexion

Dans le cadre de la présente étude expérimentale, les panneaux sandwichs réalisés sont de dimensions 250 x 25 X 6,5 mm<sup>3</sup> pour le verre, et de 250 x 25 X 6,2 mm<sup>3</sup> pour le carbone. Les tests de flexion trois et quatre points ont été réalisés suivant la norme **NF T 54-606**. Pour chaque essai, 3 éprouvettes ont été testées afin de s'assurer de la bonne reproductibilité des résultats obtenus. Aussi, nous avons placé les éprouvettes de deux manières, supérieure et inférieure, dans le but d'analyser l'influence du renforcement en fibre de verre de la facette supérieure de la mousse PVC.

Concernant les conditions de l'essai de flexion 3 points, le chargement est appliqué à mi-travée du panneau sandwich et la distance entre appuis est de 110 mm et 100 mm pour le verre et le carbone, respectivement.

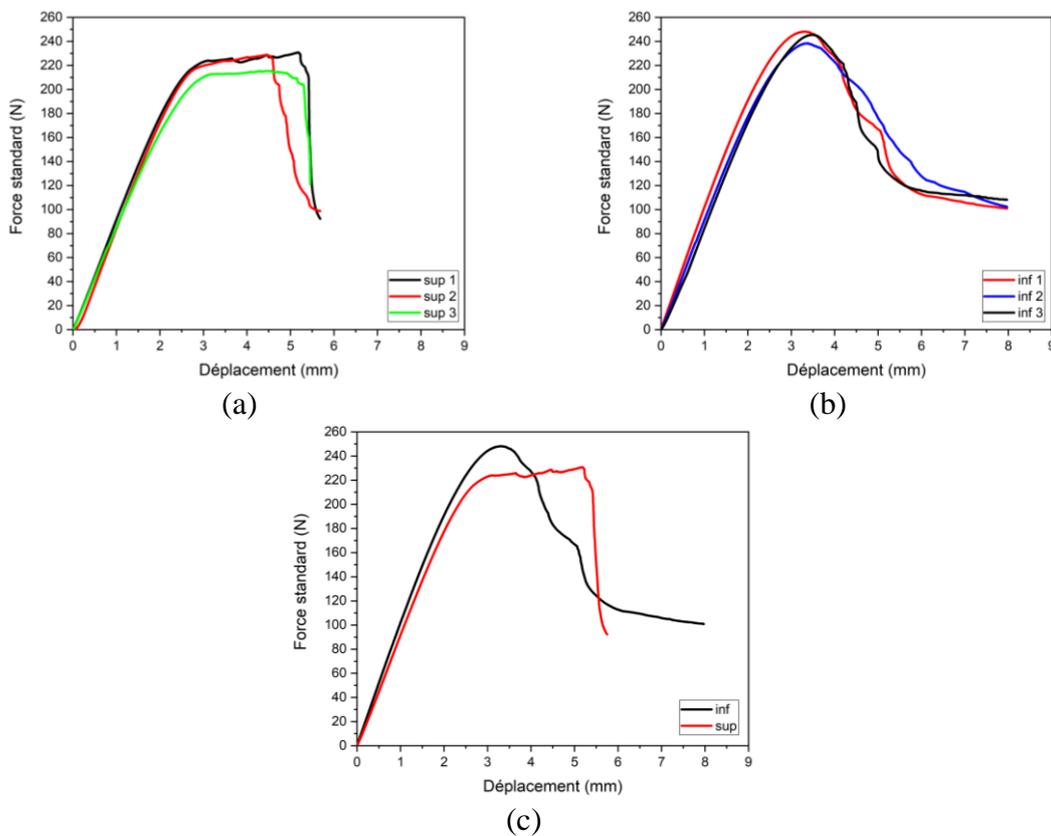
Pour les essais de flexion 4 points, le chargement est appliqué au premier et au troisième quart du panneau composite et la distance entre appuis est de 27,5 mm et 25 mm pour le verre et le carbone, respectivement.

Les résultats expérimentaux des panneaux sandwichs en flexion seront présentés dans les sections ci-dessous, permettant ainsi de déduire les paramètres influençant la résistance structurelle du matériau d'étude.

### IV.3.1 Résultats de la flexion 3 points

#### ❖ Sandwich en verre :

La figure IV.2 représente l'évolution de la charge appliquée en fonction du déplacement pour les structures sandwichs en verre suivant les deux configurations (facette supérieure et inférieure), sollicitées en flexion trois points.



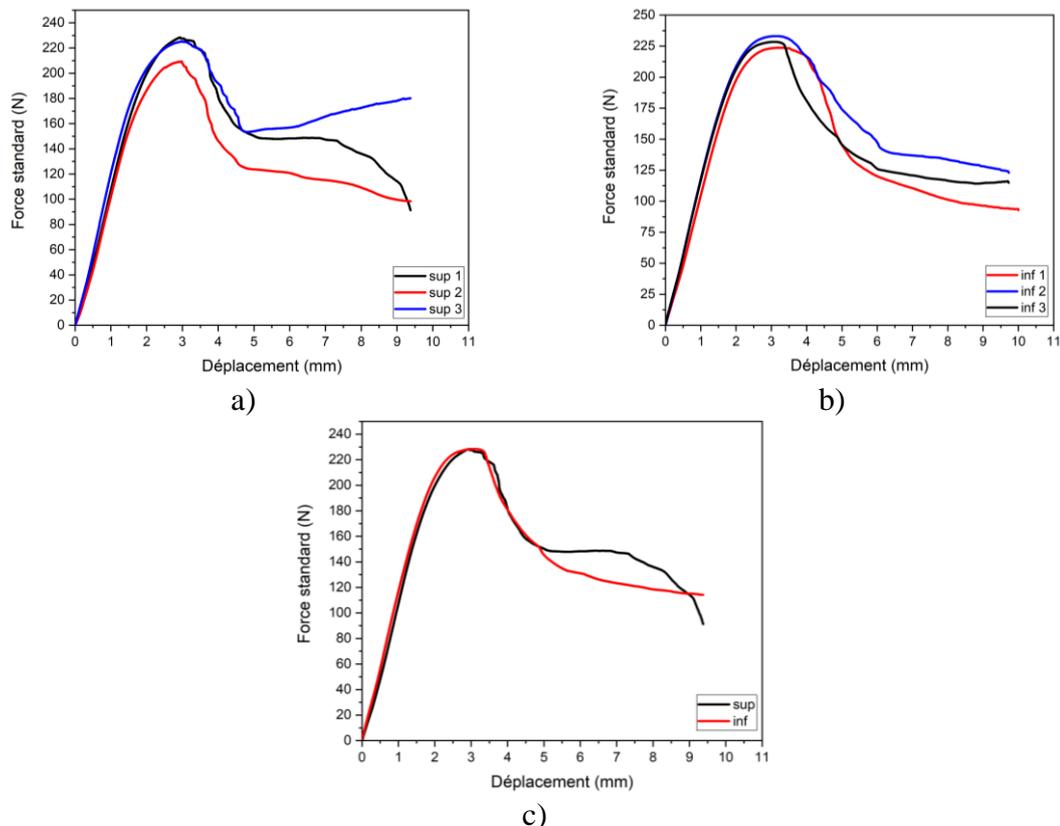
**Figure IV.2 :** Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 3 points du panneau en verre sur facette  
(a) supérieure (b) inférieure (c) supérieure et inférieure

Pour chaque configurations, on remarque que les trois courbes exhibent une allure similaire ce qui montre une bonne reproductibilité de l'essai. On remarque, aussi, que l'éprouvette testée sur la facette supérieure à un comportement ductile. En revanche, l'éprouvette testée sur la facette inférieure à un comportement fragile.

Par conséquent, le comportement ductile se distingue par 3 phases principales, à savoir :  
 - une première phase qui correspond à une augmentation linéaire de la charge appliquée ;  
 - une phase de comportement linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte ;  
 - dans une dernière phase, on observe une diminution de la charge appliquée jusqu'à l'endommagement de l'éprouvette. Alors que le comportement fragile se caractérise par une deuxième phase non linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte.

Aussi, nous remarquons que la charge maximale en flexion 3 points de la facette inférieure est plus élevée que celle enregistrée pour la facette supérieure.

#### ❖ Sandwich en carbone



**Figure IV.3 :** Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 3 points du panneau en carbone sur facette  
 (a) supérieure (b) inférieure (c) supérieure et inférieure

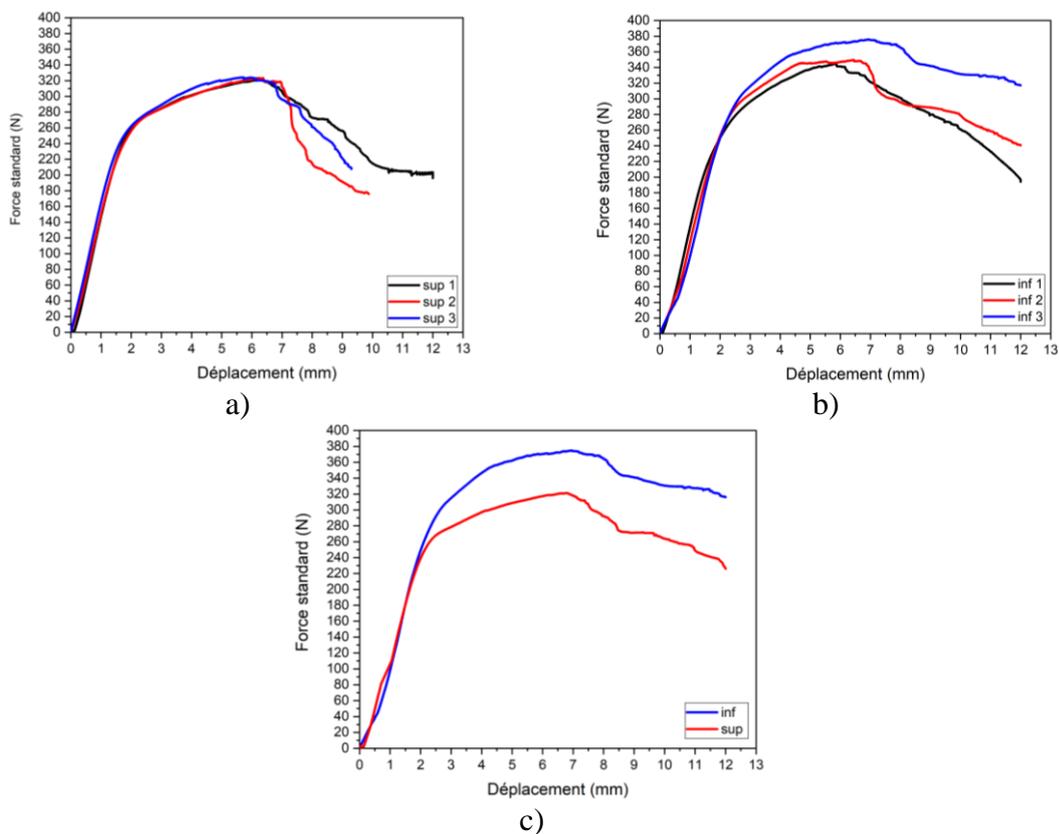
La figure IV.3 représente l'évolution de la charge appliquée en fonction du déplacement pour les structures sandwiches en carbone suivant les deux configurations (facette supérieure et inférieure), sollicitées en flexion trois points.

On remarque que le comportement en flexion 3 points des courbes obtenus, suivant les deux facettes (supérieure et inférieure), ont un comportement fragile. Néanmoins, la charge maximale appliquée sur la facette inférieure est presque égale à celle appliquée sur la facette inférieure. Ce résultat indique clairement que le sens du chargement n'a pas une influence remarquable sur la réponse du sandwich en carbone.

#### IV.3.2 Résultats de la flexion 4 points

##### ❖ Sandwich en verre

La figure IV.4 représente l'évolution de la charge appliquée en fonction du déplacement pour les structures sandwiches en verre suivant les deux configurations (facette supérieure et inférieure), sollicitées en flexion quatre points.

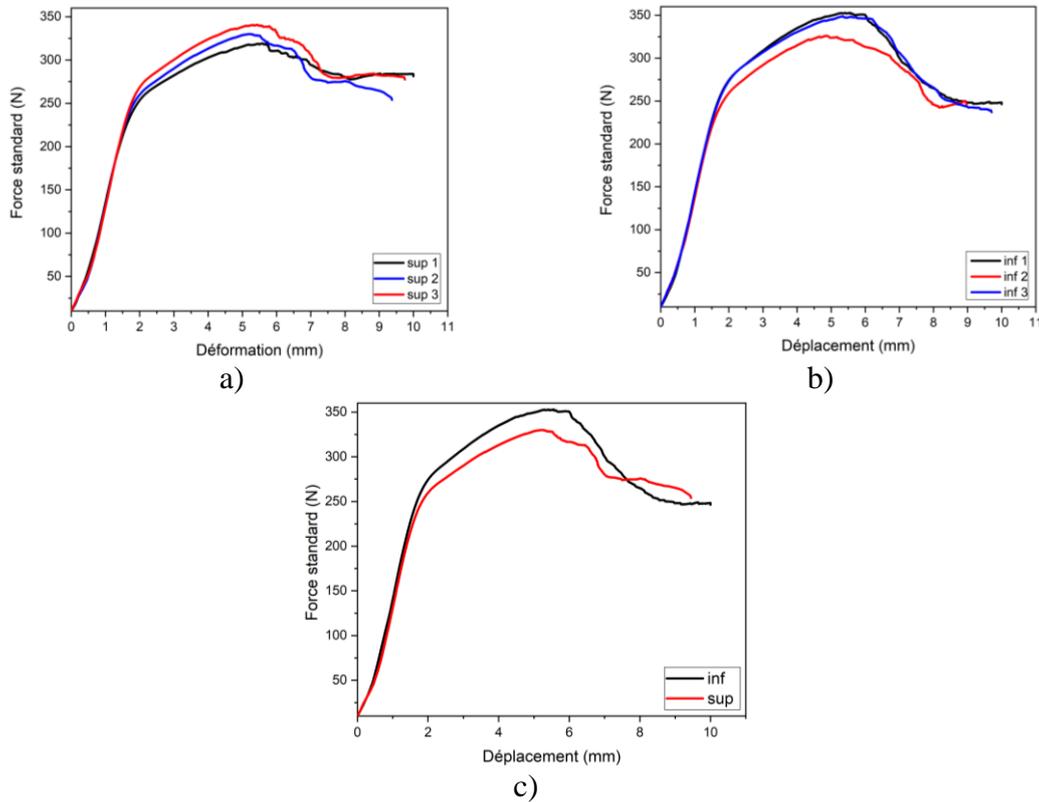


**Figure IV.4 :** Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 4 points du panneau en verre sur facette  
(a) supérieure (b) inférieure (c) supérieure et inférieure

On remarque que la force et le déplacement maximal dans les courbes de flexion 4 points sont supérieurs à la force et le déplacement maximal dans les courbes de flexion 3 points, et que la charge maximale appliquée est plus élevée sur la facette inférieure.

### ❖ Sandwich en carbone

La figure IV.5 représente l'évolution de la charge appliquée en fonction du déplacement pour les structures sandwiches en carbone suivant les deux configurations (facette supérieure et inférieure), sollicitées en flexion quatre points.



**Figure IV.5 :** Évolution de la force en fonction du déplacement pour l'essai de flexion 4 points du panneau en carbone sur facette  
(a) supérieure (b) inférieure (c) supérieure et inférieure

La courbe de flexion 4 points est typique pour le matériau sandwich en carbone. Une partie linéaire initiale qui représente la réponse élastique du matériau, suivie d'une région non linéaire où le matériau commence à subir une déformation permanente. Si la charge continuait d'augmenter au-delà de cette région, le matériau subirait finalement une rupture. On note, aussi, que le déplacement maximal dans les courbes de flexion 4 points du verre est nettement plus grand que celui du carbone.

#### IV.3.3 Calcul de la contrainte normale en flexion 3 et 4 points

A partir des courbes de flexion 3 et 4 points, il est possible de déterminer plusieurs propriétés mécaniques importantes, telles que la résistance à la flexion, le module de flexion et la rigidité de l'éprouvette.

Les équations 1 et 2, nous ont permis de calculer les contraintes normales en flexion 3 et 4 points. Les valeurs moyennes des caractéristiques mécaniques déduites des essais de flexion trois et quatre points sont reportées dans les tableaux IV.2-3 pour le sandwich en verre et IV4-5 pour le sandwich en carbone.

**Tableau IV.2** : Caractéristiques mécaniques du sandwich en verre (flexion 3 points)

	Essai	P <sub>1</sub> (N)	d <sub>1</sub> (mm)	es(mm)	h(mm)	e <sub>a</sub> (mm)	b(mm)	σ(Mpa)3pts
SUP	1	230,77	110	0,75	6,5	5	25	58,86
	2	228,91	110	0,75	6,5	5	25	58,39
	3	215,43	110	0,75	6,5	5	25	54,95
								58,63
INF	1	248,18	110	0,75	6,5	5	25	63,30
	2	238,37	110	0,75	6,5	5	25	60,80
	3	245,51	110	0,75	6,5	5	25	62,62
								62,96

**Tableau VI.3** : Caractéristiques mécaniques du sandwich en verre (flexion 4 points)

	Essai	P <sub>1</sub> (N)	d <sub>2</sub> (mm)	es(mm)	h(mm)	e <sub>a</sub> (mm)	b(mm)	σ(Mpa)4pts
SUP	1	321,19	27,5	0,75	6,5	5	25	40,96
	2	323,45	27,5	0,75	6,5	5	25	41,25
	3	324,15	27,5	0,75	6,5	5	25	41,34
								41,19
INF	1	362,52	27,5	0,75	6,5	5	25	46,23
	2	358,57	27,5	0,75	6,5	5	25	45,73
	3	384,9	27,5	0,75	6,5	5	25	49,09
								47,02

**Tableau VI.4** : Caractéristiques mécaniques du sandwich en carbone (flexion 3 points)

	Essai	P <sub>1</sub> (N)	d <sub>1</sub> (mm)	e <sub>s</sub> (mm)	h(mm)	e <sub>a</sub> (mm)	b(mm)	σ(Mpa)3pts
SUP	1	228,35	100	0,6	6,2	5	25	67,96
	2	225,34	100	0,6	6,2	5	25	67,07
	3	223,72	100	0,6	6,2	5	25	66,58
								67,20
INF	1	223,69	100	0,6	6,2	5	25	66,57
	2	233,12	100	0,6	6,2	5	25	69,38
	3	228,43	100	0,6	6,2	5	25	67,99
								67,98

**Tableau VI.5 :** Caractéristiques mécaniques du sandwich en carbone (flexion 4 points)

	Essai	P <sub>1</sub> (N)	d <sub>2</sub> (mm)	e <sub>s</sub> (mm)	h(mm)	e <sub>a</sub> (mm)	b(mm)	σ(Mpa)4pts
SUP	1	330,03	25	0,6	6,2	5	25	49,11
	2	337,25	25	0,6	6,2	5	25	50,19
	3	340,64	25	0,6	6,2	5	25	50,69
								50,00
INF	1	326,14	25	0,6	6,2	5	25	48,53
	2	352,85	25	0,6	6,2	5	25	52,51
	3	348,55	25	0,6	6,2	5	25	51,87
								50,97

Ces résultats montrent clairement que les essais de flexions effectués sur nos matériaux d'étude sont corroborant. Aussi, on note que la contrainte normale en flexion 3 points est plus élevée par rapport à la contrainte normale en flexion 4 points des deux matériaux.

On note, aussi, que les essais de flexion sur la facette inférieure du verre sergé présentent une meilleure résistance en flexion par rapport à la facette supérieure. Aussi, nous avons remarqué que le comportement du sandwich en carbone est pratiquement le même pour les deux facette inférieure et supérieure.

#### IV.3.4 Calcul de la rigidité en cisaillement N et du module de coulomb G<sub>a</sub> de l'âme :

Dans cette partie, nous avons exploité les résultats des essais de flexion 3 et 4 points afin de déterminer la rigidité en cisaillement N (Equation 6) et le module de coulomb G<sub>a</sub> de l'âme en PVC. Les tableaux IV.6-7 résument les caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en verre et en carbone, respectivement.

**Tableau IV.6 :** Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en verre

La rigidité en cisaillement N en (N)	Module de coulomb G <sub>a</sub> en (MPa)
--------------------------------------	---

1	3,47	20,98
2	3,48	21,05
3	3,68	22,28
moyenne	3,54	21,43

**Tableau IV.7 :** Caractéristiques mécaniques de la structure sandwich en carbone

	La rigidité en cisaillement N en (N)	Module de coulomb $G_a$ en (MPa)
1	3,35	21,40
2	2,95	18,84
3	2,71	17,29
moyenne	3,01	19,17

En comparant les résultats obtenus tels illustrés sur le tableau IV.6 et IV.7, soit pour le sandwich en verre ou le sandwich en carbone, nous remarquons que la rigidité moyenne en cisaillement et le module de Coulomb moyen sont presque similaires.

Aussi, nous remarquons que les valeurs du module de Coulomb sont comprises dans la plage déjà indiquée sur la fiche technique du PVC Airex® C70 (tableau II.3).

Ainsi, le module de cisaillement calculé montre clairement que les essais menés sur ces deux types de sandwich sont en bonne concordance.

#### IV.4 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les résultats des essais de traction des semelles et les essais de flexion trois et quatre points effectués sur le matériau sandwich en fibre de verre et de carbone, respectivement.

Les résultats des essais de traction ont montrés que le stratifié en carbone est plus résistant que le verre en terme de la contrainte à la rupture et le module de Young, alors que le stratifié en verre a un meilleur allongement, ce qui signifie qu'il est plus susceptible de se déformer avant de se rompre sous des sollicitations de traction.

Les résultats des essais de flexion ont mis en évidence l'influence de la facette du matériau pour le sandwich en verre seulement. Pour le sandwich en carbone, le sens du chargement n'a pas d'influence sur la résistance globale en flexion.

Les valeurs calculées du module de cisaillement de l'âme pour les deux types du sandwich sont similaires ce qui indiquent la bonne concordance des essais effectués. Aussi, ce résultat est corroborant avec la valeur indiquée dans la fiche technique de l'âme insérée(PVC).



## Conclusion générale

Les composites sont largement utilisés dans un nombre croissant d'applications d'ingénierie tels que l'automobile, le ferroviaire, l'aéronautique et l'aérospatiale, etc. L'introduction des matériaux sandwichs a permis de nombreux avantages en termes de résistance, de légèreté et d'isolation thermique et acoustique. Cependant, le choix des matériaux constituant les couches et la liaison entre celles-ci est essentiel pour garantir les performances mécaniques requises. Des études approfondies sont donc nécessaires pour évaluer leurs comportements sous chargement spécifique.

Dans notre étude, un intérêt particulier aux sandwichs en mousse PVC est mené. Nous avons réalisé nos divers matériaux en laboratoire par la méthode sous vide en utilisant la résine époxy comme liant entre le cœur et les semelles. Nous avons choisis comme semelles deux composites : un stratifié constitué de trois empilements en verre sergé et un autre en carbone taffetas. Ensuite, nous avons réalisé des essais de traction sur les semelles et des essais de flexion trois et quatre points sur les sandwichs en verre et en carbone, respectivement. Ces tests, nous ont permis de calculer les différentes caractéristiques de ses derniers. L'ensemble des résultats a montré que :

- Le stratifié en fibre de carbone présente une résistance à la traction supérieure au stratifié en fibre de verre en raison de ses propriétés mécaniques exceptionnelles.
- Le stratifié en fibre de carbone a tendance à se déformer moins avant de se rompre alors que celui en fibre de verre présente une déformation plus importante avant rupture, ce qui peut donner un comportement de rupture plus progressif.

Le comportement des matériaux sandwichs en flexion 3 points a montré que :

- Le sandwich en verre a un comportement ductile sur la facette supérieure et fragile sur la facette inférieure. alors que le sandwich en carbone a un comportement fragile sur les deux facettes.
- Pour le sandwich en verre sergé, la charge maximale appliquée est clairement plus élevée sur la facette inférieure. Alors que la charge maximale atteinte pour le sandwich en carbone, est pratiquement la même sur les deux facettes.
- La contrainte normale en flexion trois points du sandwich en carbone est nettement plus élevée à celle du sandwich en verre.

Le comportement des matériaux sandwich en flexion quatre points a montré que :

- Les sandwichs en verre et en carbone ont un comportement ductile sur les deux facettes supérieure et inférieure, et la charge maximale appliquée est plus élevée sur les facettes inférieures.
- Le déplacement maximal du sandwich en verre est plus élevé à celui du sandwich en carbone.

Le calcul des caractéristique de flexion a montré que :

- La contrainte normale en flexion trois points du sandwich en carbone est plus élevée à celle du sandwich en verre.
- Le module de cisaillement de l'âme est pratiquement le même pour les deux matériaux sandwichs. En effet, le module de cisaillement de l'âme est une propriété intrinsèque à la mousse PVC. De plus, la comparaison de la valeur moyenne calculée (20.30GPa) est bien incluse dans la plage déjà donnée par la fiche technique du PVC et qui est comprise entre 18 et 22 GPa (voir tableau II.3). Par conséquent, la démarche expérimentale adoptée dans ce projet montre que les résultats obtenus sont bien corroborant.

Dans l'optique de progresser dans la compréhension et l'étude du comportement des sandwichs, certains points appellent à être approfondis. Il serait intéressant de:

- Utiliser d'autre type d'âme avec différentes épaisseurs ;
- Changer la nature des semelles ;
- Utiliser des semelles hybrides ;
- Faire des essais complémentaires (cisaillement, flambage) ;
- Des micrographies MEB pour visualiser les modes d'endommagement.

## Références bibliographiques

- [1] **BAHLOULI, N.**, « Comportement mécanique en température du pli élémentaire d'un stratifié carbone/époxy », 1994, Cachan, Ecole normale supérieure.
- [2] **JEAN MARIE BERTHELOT**, « matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures », 4<sup>ème</sup> édition, TEC &DOC, Le Mans Novembre 2010.
- [3] **DAMIEN DUCRET**, « Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites, caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique » Thèse de doctorat, institut national des sciences appliquées, Lyon, 2000.
- [4] **ROUAM Kamila**, « Elaboration, caractérisation mécanique et hygrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles », Mémoire de Magister l'université M'HAMED BOUGARA – BOUMERDES ; 2013/2014.
- [5] Berthelot, J.M., « Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures » Livre, éditions : Lavoisier, 2005.
- [6] «**Glossaire des matériaux composites**» - carma –Actualisation octobre 2006.
- [7] **LAURENT GORMET**, « Généralités sur les matériaux composites », ECN, Centre Nantes 2008.
- [8] **CHAREWICZ A. et DANIEL I.M.**, « Damage Mechanisms and accumulation in graphite epoxy Laminates ». Composite Materials fatigue and fracture», ASTM STP 907, pp. 274-297, 1986.
- [9] **ABDELMADJID SI SALEM**, « Développement d'une poutre en béton-composite : analyse expérimentale et modélisation » Thèse de Doctorat, Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou, 2016.
- [10] **MICHEL DUPEUX**, « Aide-mémoire science des matériaux », Dunod, Paris, 2004.
- [11] **CHOUAIB. Aribi**, « Etude comparative du comportement des différents matériaux Composites (différentes matrices) », Mémoire de magister, université de M'hamed Bouguera, Boumerdes. Algérie.
- [12] **A. AL-Maghribi**, « Comportement des matériaux composites à fibres courtes : applications à l'impact basse vitesse », thèse de doctorat, l'université Paul Sabatier, 2008.
- [13] **J.M. Berthelot**. « Composite Matériels. Mechanical Behavior and Structural Analysis », New York, 1999.
- [14] **K.Charle ·C.morvan ·J.Bréard ·JP.Jernot ·M. Gomina** « Etude morphologique d'un composite naturel la fibre de lin » revue des composites et des matériaux avancées ·Vol.16, pp11-24, 2006.

- [15] **HADADI. MANEL**, « Etude numérique avec comparaison expérimentale des propriétés » mémoire de magister, Université de Ferhat Abbas, Setif, Algérie.
- [16] **A. R. Blythe**, « Electrical resistivity measurements of polymer materials », Poly Test, 4 195-209, 1984.
- [17] **P. V. JOESEPH, G. MATHEW, K. JOESEPH, G. GROENINCKX, S. THOMAS**, « Dynamic Mechanical Properties of short sisal fibre reinforced polypropylène composites », Comp. PartA. 34, 275-290, (2003).
- [18] **ALEND A Chawki**, «analyse des vibrations libres et forcées des plaques sandwichs sous l'effet de la température », Mémoire de Magister, Université Badji Mokhtar, 2017.
- [19] **D. GAY**, « Matériaux composites », 5ième édition 2005.
- [20] **BERTHELOT, J.-M.**, «Mécanique des matériaux et structures composites ». Le Mans, France, ISMANS, 2010.
- [21] **B. FAIROUZ**, « étude du comportement mécanique de structure sandwiches à différents matériaux de revêtements », mémoire de magister, université Mentouri, Constantine, 2016.
- [22] **ALILA** 2017, «Fahmi Alila. Analyse de la tenue en fatigue de structures composites sandwich. Thèse de Doctorat de l'Université de Nantes, 2017, 136 pages.»
- [23] **ZENKERT, 1997**«Dan Zenkert, The Handbook of Sandwich Construction, Engineering Materials Advisory Services Ltd (January 1, 1997), 442 pages» ; **Tran Van, 2013** « Luan Tran Van. Etude du comportement hygro-thermo-mécanique d'un matériau composite sandwich avec âme balsa utilisé en applications navales. Thèse de Doctorat de l'Université de Nantes, 2013, 145 pages.»; **Fortini et al., 2019**«Fortini, Massimo; Granzotto, Nicola; Piana, Edoardo. Vibro-Acoustic Characterization of a Composite Structure Featuring an Innovative Phenolic Foam Core. Applied Sciences, 9(7), 2019, 1276.».
- [24] **DOBRACZINSKY et AL. 2006**, «A. Dobraczinsky, M. Piperaud, J.-P. Trotignon, J. Verdu. Précis de matières plastiques (Structures-propriétés, mise en oeuvre, normalisation), Collection Précis, Paris, Edition 2006.»
- [25] **ZENKERT et BURMAN**, 2009 Zenkert, D. and Burman, M. Tension, compression and shear fatigue of a closed cell polymer foam. Composites Science and Technology 69: 2009, 785-792.; **Chen et al.** 2015. « Chen, Youming; Das, Raj; Battley, Mark. Effects of cell size and cell wall thickness variations on the stiffness of closed-cell foams. International Journal of Solids and Structures, 52(2015), 150–164. »
- [26] **FEDULLO et GALLAUZIAUX, 2011** «Fedullo D, Gallauziaux T. Le grand livre de l'isolation : Solutions thermiques, acoustiques, écologiques et hautes performances, Paris, Eyrolles, 2011»
- [27] **A.GUERMITE**, «Etude expérimentale des structures sandwiches à base des bio-sources» Mémoire de master Université Mohamed Kheider-Biskra 2018.

[28] **K.BENFADEL**, «Élaboration et caractérisation de panneaux Sandwichs à matrice cimentaire destinés à la construction, Mémoire de Magister, »Université M’hamed Bougara Boumerdes 2015.

[29] **H.DJEMAI**, ‘Contribution à l’étude de l’endommagement dans les matériaux composites sandwichs, Mémoire Doctorat, ’ Université Mohamed Kheider-Biskra 2017.

[30] **M.MOUSSAOUI**,’ Analyse de la rupture des tubes en matériaux composites sous pression, Mémoire de Master Université Mohamed Kheider-Biskra 2018.

[31] **SANCHEZ-SAEZ 2011**, «S. Sanchez-Saez; E. Barbero; J. Cirne. Experimental study of agglomerated-cork-cored structures subjected to ballistic impacts, 65(14) 2011, 2152– 2154. »

[32] **JIANG et AL. 2015**, «Jiang, B., He, C., Zhao, N. et al. Ultralight metal foams. Sci Rep 5, 2015, 13825.»

[33] **ASHBY et AL. 2000** «M.F. Ashby, A.G. Evans, N.A. Fleck, L.J. Gibson, J.W. Hutchinson and H.N.G. Wadley, Metal Foams: A Design Guide Editor: Butterworth-Heinemann, 2000, 251 pages. » ; **GIBSON, 2001**, «Gibson L.J. Metallic Foams: Structure, Properties, and Applications. In: Aref H., Phillips J.W. (eds) Mechanics for a New Millennium. Springer, Dordrecht, 2001. »

[34] **FU et AL. 2020**, «Yanbin Fu, Xiuling Wang, Lixin Wang, Yunpeng Li. Foam Concrete: A Stateof-the-Art and State-of-the-Practice Review. Advances in Materials Science and Engineering, vol. 2020, Article ID 6153602, 25 pages, 2020. »

[35] **SAMSON, 2015** «Gabriel Samson. Synthèse et propriétés des mousses minérales. Mécanique des matériaux. INSA de Rennes, 2015.» ; **Baux et al. 2011**. «Christophe Baux, Christophe Lanos, Annabelle Phelipot-Mardelé. Mineral foams with improved performances. Annales du Bâtiment et des travaux publics, Eska, 2011.»

[36] **GHOCH, 2009**. «Ghosh Indranil. How Good Is Open-Cell Metal Foam as Heat Transfer Surface? Journal of Heat Transfer, 131(10), 2009, 101004.»

[37] **PAMPOLINI, 2010**. «Giampiero Pampolini. Les propriétés mécaniques des mousses polymériques à cellules ouvertes : expériences, modèle théorique et simulations numériques. Mécanique des matériaux. Université de Provence (Aix Marseille 1), 2010, 135 pages.»

[38] **GIBSON et ASHBY, 1997**. «Gibson L.J., Ashby M.F., Cellular Solids: Structure and Properties. Cambridge University Press, second edition, 1997»

[39] **TESTOURI, 2012**. « Highly structured polymer foams from liquid foam templates using millifluidic lab-on-a-chip techniques ». Université Paris Sud ;

[40f] **Highly structured polymer foams from liquid foam templates using millifluidic lab-on-a-chip techniques** page 6

- [40] **CAVASIN et al. 2018.** «Cavasin, M.; Giannis, S.; Salvo, M.; Casalegno, V.; Sangermano, M. Mechanical and thermal characterization of an epoxy foam as thermal layer insulation for a glass fiber reinforced polymer. *Journal of Applied Polymer Science*, (1) 2018, 46864.»
- [41] **CERDAN, 2017.** «Florent Cerdan. Etude du vieillissement hydrique et des effets de couplages hygro-thermo-mécaniques sur le comportement d'une mousse polyuréthane renforcée par des fibres de verre au sein d'une membrane Mark III. Thèse en Sciences et Ingénierie en Matériaux, Mécanique, Énergétique et Aéronautique de l'École nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique, 2017, 206 pages.»
- [42] **DENAY et AL., 2012** « Denay, A.-G., et al. Size effect in glass fiber reinforced and pure polyurethane foams in monotonic and creep compression. *Journal of Cellular Plastics*, 2012. 48(3): p. 221-238. 106.»; **Han et al., 2010.** «Han, D.-S., et al. The effects of glass fiber reinforcement on the mechanical behavior of polyurethane foam. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2010. 24(1): p. 263-266.»
- [43] **SERBAN et AL. 2016.** «Serban DA, Weissenborn O, Geller S, Marsavina L, Gude M. Evaluation of the mechanical and morphological properties of long fibre reinforced polyurethane rigid foams. *Polymer Testing*. 2016; 49: 121- 127»
- [44] **YU et AL. 2013.** «Yu, Y.H., B.G. Kim, and D.G. Lee. Cryogenic reliability of the sandwich insulation board for LNG ship. *Composite Structures*, 2013. 95(0): p. 547-556.»
- [45] **SHUBHAM et AL. 2017.** «Shubham V. Rupani, Shivang S. Jani, G.D.Acharya. Design, Modelling and Manufacturing aspects of Honeycomb Sandwich Structures: A Review, *International Journal of Scientific Development and Research*, Volume 2, Issue 4, 2017, IJSDR1704101 526.»
- [46] **LEITE, 2013.** «Pierre Leite. Optimal design of architected sandwich panels for multifunctional properties. Thèse en matériaux de l'université de Grenoble, 2013, 268 pages.»
- [47] **DJEMAI, 2017.** «Hocine Djemai. Contribution à l'étude de l'endommagement dans les matériaux composites sandwich. Thèse en Génie mécanique de la Faculté des Sciences et de technologie de Biskra, 2017, 152 pages.»
- [48] **MONTEMURRO et AL. 2015**«Marco Montemurro, Anita Catapano, Dominique Doroszewski. Simultaneous shape and material optimization of sandwich panels with honeycomb core for additive manufacturing. 18th International Conference on Composite Structures ICCS 18 A. J. M. Ferreira (Editor) Lisbon, 15-18 June, 2015.» ; **Gulla-Cazenave, 2018.** «Jean Gulla-Cazenave. Étude de l'influence des paramètres d'élaboration par infusion de résine liquide sur l'endommagement et le comportement à l'impact de matériaux composites à structure sandwich. Thèse en Mécanique de l'Université de Toulouse, 2018, 189 pages.»
- [49] **Clément Audibert.** Contribution à la caractérisation des mécanismes dissipatifs sous sollicitation d'impact de structures composites sandwichs intégrant des fibres naturelles Proposition d'une zone d'absorption pour siège pilote. Thèse de Doctorat de l'ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique - Poitiers, 2017, 169 pages.

[50] **R.E. Ngouama, W Zouari, M Assarar, R Ayad.** Évaluation des propriétés mécaniques d'un écomatériau sandwich. Conférence Matériaux 2014 - Colloque Ecomatériaux, Nov 2014, Montpellier, France.

[51] **Sergio Estravís Sastre,** Cellular nanocomposites based on rigid polyurethane and nanoclays: fabrication, characterization and modeling of the mechanical and thermal properties, Thèse en Génie Mécanique de l'Université de Valladolid, 2008, 258 pages.

[52] **Florent Cerdan.** Etude du vieillissement hydrique et des effets de couplages hygrothermo-mécaniques sur le comportement d'une mousse polyuréthane renforcée par des fibres de verre au sein d'une membrane Mark III. Thèse en Sciences et Ingénierie en Matériaux, Mécanique, Énergétique et Aéronautique de l'École nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique, 2017, 206 pages.

[53] **Denay, A.-G., et al.** Size effect in glass fiber reinforced and pure polyurethane foams in monotonic and creep compression. *Journal of Cellular Plastics*, 2012. 48(3): p. 221-238. 106.

[54] **Boubakri, A., et al.** Investigations on hygrothermal aging of thermoplastic polyurethane material. *Materials & Design*, 2009. 30(10): p. 3958-3965.

[55] **Arthur Monti, Zouhaier Jendli, Abderrahim El Mahi, Laurent Guillaumat.** Analyse du comportement dynamique de composites et de structures sandwich biosourcés. Journées Nationales sur les Composites 2017, École des Ponts ParisTech (ENPC), Jun 2017, 77455 Champs-sur-Marne, France.

[56] **Song, B., et al.** The effects of strain rate, density, and temperature on the mechanical properties of polymethylene diisocyanate (PMDI)-based rigid polyurethane foams during compression. *Journal of Materials Science*, 44(2), 2009, 351-357.

[57] **Aouatef Testouri.** Highly structured polymer foams from liquid foam templates using millifluidic lab-on-a-chip techniques. Thèse en Chimie de l'Université Paris Sud - Paris XI, 2012, 168 pages.

**NF T 54-606.** Plastics based sandwich structures. Bending test. Afnor 87461; October 1987.

**ASTM D3039.** Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials

**Liste des abréviations :**

- CMP : Les composites à matrice polymère
- CMM : Les composites à matrice métallique
- CMC : Les composites à matrice céramique
- PVC : Le Polychlorure de Vinyle
- $\rho$  : Masse volumique
- $E_f$  : Module d'Young
- V : Verre
- C : Carbone
- S : Symétrique
- $d_1$  : La distance entre appuis pour les essais de flexion 3 point
- $d_2$  : La distance entre appuis pour les essais de flexion 4 point
- $\sigma$  : **La contrainte normale en flexion**
- $P_1$  : La charge à la rupture des semelles, exprimée en Newtons, pour l'essai de flexion en 3 points
- $P_2$  : la charge à la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en 4 points
- $e_s$  : L'épaisseur des semelles, exprimée en millimètres
- $h$  : L'épaisseur totale de la structure sandwich
- $e_a$  : L'épaisseur de l'âme, exprimée en millimètre
- $b$  : La largeur de l'éprouvette
- $W_1$  : Le déplacement mesuré à mi- portée sous la charge  $P_1$
- $W_2$  : le déplacement mesuré à mi- portée sous la charge totale  $P_2$ .
- $D$  : La rigidité en flexion de la structure sandwich
- $N$  : la rigidité en cisaillement de la structure sandwich
- $\Delta l$  : L'allongement
- $\varepsilon$  : La déformation
- $E_f$  : Module d'Young de la fibre
- $\sigma_m$  : Les contraintes dans la matrice
- $E_L$  : Module d'Young longitudinal
- $\tau$  : Les contraintes en cisaillement