

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE AKLI MOHAND OULHADJ de Brouira



Faculté des Sciences et des Sciences Appliquées
Département : **Génie civil**

Mémoire de fin d'études

Présenté par :

Mahdad Meriem

Akkouche Fahima

En vue de l'obtention du diplôme de **Master 2** en :

Filière : **Génie civil**

Option : **Génie des matériaux**

Etude comparative entre les matériaux sandwich à différentes constituants
(Minérales et Naturels)

Devant le jury composé de :

Kennouche Salim	MCB	UAMOB	Président
Aribi Chouaib	MCB	UAMOB	Encadreur
Hami Brahim	MCB	UAMOB	Examinateur

Année Universitaire 2018/2019

REMERCIEMENT

*Tout d'abord nous tenons à remercier Dieu tout puissant
Qui nous donner de la force et du courage pour terminer
NOUS études dans les bonnes conditions.*

*Aussi nous tenons à exprimer nos profonde gratitude à
notre promoteur DR. ARAIBICHOUAIB pour son ac-
cueille, son suivie, ces conseils et son soutient afin de réali-
ser ce travail.*

*Nous remercions très vivement le jury composé de :
DR. HAMI BRAHIM comme examinateur, le président
de jury, DR. KENNOUCHE SALIM Pour l'honneur
qu'ils nous ont fait en acceptant d'être jugé ce travail.*

*Nous remerciments vont également à tous ceux qui ont
contribué à la réalisation de ce modeste travail, de près ou
de loin.*

*Nous dédions ce modeste travail...
A nos très chers parents, A tous les membres de nos fa-
milles, petits et grands.
A tous nos amis.*

Résumé

Ce travail est une étude comparative entre les matériaux sandwichs à différentes constituants (minérales et naturels). Ces matériaux sandwichs sont élaborés au niveau de l'atelier de maintenance de la compagnie arienne AIR Algérie, et constitués de deux parties : une partie en matériau composite stratifié à base d'une résine époxyde (EPOCAST 50 A-1) renforcée par deux types de fibres, à savoir : fibres de verre et fibres de carbone, cette partie enveloppe une plaque, soit en liège ou soit en nids d'abeille.

Les essais de caractérisation sont réalisés au niveau de laboratoire mécanique de l'unité de recherche UR-MPE (université de Boumerdes), d'après les résultats trouvés on peut constater que la résine utilisée dans l'aéronautique influe sur le mode rupture des stratifiés, En terme de flexion de 3 et 4 points les structures sandwichs testées présente un comportement linéaire élastique depuis le début de chargement, mais il existe des déformations plastiques pour un chargement plus élevé.

Concernant le module de cisaillement, les sandwichs avec âme en nid d'abeille présentent le même module, soit par méthode directe ou soit par méthode indirecte de la norme, pour les sandwichs en âme au liège le module du cisaillement est proportionnel avec l'épaisseur de l'âme.

Les mots clés : sandwich, liège, nid d'abeille, flexion, fibre de verre, fibres de carbone.

Abstract

This work is a comparative study between sandwich materials with different constituents (mineral and natural). These sandwich materials are developed at the maintenance workshop of the airline AIR Algeria, and consist of two parts: a part made of composite material based on an epoxy resin (EPOCAST 50 A-1) reinforced by two types of fibres, namely: glass fibres and carbon fibres, this part wraps a plate either in cork or in honeycombs. The characterization tests are carried out at the mechanical laboratory level of the UR-MPE research unit (University of Boumerdes), according to the results found it can be seen that the resin used in aeronautics influences the rupture mode of laminates In terms of 3 and 4 point bending, the tested sandwich structures exhibit elastic linear behaviour since the start of loading, but there are plastic deformations for higher loading. Regarding the shear modulus, honeycomb core sandwiches have the same module, either by direct method or indirect method of the standard, for cork core sandwiches the shear modulus is proportional to the thickness of soul.

Key words: sandwich, cork, honeycomb, bending, fiberglass, carbon fibre.

ملخص

هذا العمل هو دراسة مقارنة بين مواد شطيرة مع مكونات مختلفة (المعدنية والطبيعية). تم تطوير مواد السندوتشات هذه في ورشة الصيانة لشركة الطيران AIR Alegria ، وتتكون من جزأين: جزء مصنوع من مواد مركبة مبنية على راتنجات الأيبوكسي (EPOCAST 50 A-1) معززة بنوعان من الألياف ، وهما: الألياف الزجاجية والألياف الكربونية ، يلف هذا الجزء لوحة إما في الفلين أو في قرص العسل.

يتم إجراء اختبارات التوصيف على مستوى المخبر الميكانيكي لوحدة الأبحاث UR-MPE (جامعة بومرداس) ، وفقاً للنتائج التي تم العثور عليها ، يمكن رؤية أن الراتنج المستخدم في صناعة الطيران يؤثر على وضع تمزق الشرائح من حيث الانحناء 3 و 4 نقاط ، تعرض هياكل الساندويتش المختبرة سلوكاً خطياً مرناً منذ بداية التحميل ، ولكن هناك تشوهات بلاستيكية للتحميل العالي.

فيما يتعلق بمعيار القص ، فإن السندوتشات ذات قرص عسل النحل لها نفس الوحدة ، إما بالطريقة المباشرة أو بطريقة غير مباشرة من المعيار ، بالنسبة لسطائر الفلين الأساسية ، فإن معامل القص يتناسب مع السمك الروح. **الكلمات الرئيسية:** شطيرة الفلين ، خلية النحل ، الانحناء ، الألياف الزجاجية ، ألياف الكربون.

Sommaire

Sommaire

INTRODUCTION ENERALE

I.GENERALITE SUR LES MATERIAUX COMPOSITE

I.1. Définition	2
I.2. Matrice	2
I.2.1. Différentes natures de la matrice	2
I.3. Le renfort	4
I.3.1. Fibres discontinues	5
I.3.2. Fibres continues.....	5
I.4. Les interface.....	5
I.5. Les charge	6
I.6. Les structure des pièces composites	6
I.6.1. Monocouche	6
I.6.2. Composites stratifiés	6
I.6.3. Structures en sandwich.....	7
I.7. Types de matériaux composites	8
I.7.1. Composites à grande diffusion	8
I.7.2. Composites hautes performances	8
I.8. Fibres naturelles	8
I.8.1. Extraction des fibres végétales	9
I.8.2. Les avantage des fibres naturelles	10
I.8.3. Les inconvénients des fibres naturelles	10
I.9. Le jute	11
I.9.1. Plante de jute	11
I.9.2. Fibre de jute.....	11
I.9.3. Transformation des fibres de jute.....	12
I.9.4. Intérêt de Traitement des fibres.....	13
I.9.5. Structure de la fibre végétale.....	13
I.10. Les fibres minérales	16
I.10.1. Fibres de verres	16
I.10.2. Fibres de carbone	17

II. LES STRUCTURES SANDWICH

II.1. Introduction.....	18
II.2. Définition d'une Structures sandwiches	18
II.3. Définition d'un panneau sandwich bio -source	18
II.4. Les éléments constituant les panneaux sandwichs	19
II.4.1. Les peaux	19
II.4.2. Les âmes.....	19
II.4.2.1. Nid d'abeilles	20
II.5. Historique des structures sandwichs	20
II.6. Domaine d'application des structures sandwiches.....	21
II.7. Conception d'un panneau sandwich.....	21
II.8. Géométrie des sandwiches	22
II.9. Les propriétés des panneaux sandwichs.....	22
II.10. Intérêt des structures sandwichs	23
II.11. Etat de l'art des sandwiches bio-sources	24

III. CARACTERISATION MECANIQUE DES SANDWICH

III.1. Introduction	28
III.2. Essais de caractérisation.....	28
III.2.1. Essais de flexions Selon ISO 14125	28
III.2.1.1. Essai de flexion trois points.....	28
III.2.1.2. Essai de flexion quatre points selon NF T54-606 Norme	29
III.2.2. Essai de traction	29
III.2.3. Essai de cisaillement selon NF T 54-605.....	30
III.3. Caractérisation des sandwichs	31
III.3.1. Caractérisation des sandwiches en flexion	31
III.3.2. Caractérisation des sandwichs en cisaillement	34
a. Rigidité en cisaillement de la structure sandwich	34

IV. PARTIE EXPERIMENTALE

IV.1. Introduction	36
IV.2. Les constituants	36
IV.2.1. La matrice.....	36
IV.2.2. Le renfort.....	37
a. Nid d'abeille	38
b. Le liège	39

IV.3. Equipment utilisés.....	39
IV.3 .1. Pompe à vide	39
IV.3 .2. Le perforer.....	40
IV.3 .3.Tissu d'arrachage	40
IV.3 .4.Feutre de drainage	40
IV.4. Principe de calcule de pourcentages en poids	41
IV.5. Procédure de fabrication.....	42
La surface de travail	43
a) Réalisation des plaques stratifiés carbone/époxy, verre/époxy)	43
b) Réalisation des éprouvettes sandwiches	45
IV.6. Eprouvettes et essais de caractérisation.....	53
IV.6.1. Essai de Traction pour la Résine pure	53
IV.6.2. Stratifié.....	55
IV.6.2.1. Essai de flexion pour stratifiés	55
IV.6.2.2. Essai de traction pour stratifiés	56
IV.6.3. Eprouvettes des sandwiches	58
IV.6.3.1. Essai de flexion	58
i. Calcule de la contrainte normale en flexion δ	60
a. Cas de l'essai de flexion en trois points	60
b. Cas de l'essai de flexion en quatre points.....	61
ii. Calcule de la rigidité en flexion (D) et de la rigidité en cisaillement (N)	61
a. Cas de l'essai de flexion 3 points	61
b. Cas de l'essai de flexion 4 points	61
c. Cas de l'essai de cisaillement	63
IV.7. Résultats et discussions	64
IV.7.1. Caractérisation mécanique des matrices.....	64
IV.7.2. Résultats des essais sur le matériau composite stratifié	65
IV.7.2.1. Essai de flexion sur des éprouvettes verres /époxy et carbone/époxy.....	65
IV.7.3. Résultats des essais sur les structures sandwiches	70
IV.7.3. 1. Essai de flexion trois point sur les sandwiches à base de fibres de carbone	70
IV.7.3. 2. Essai de flexion trois point sur les sandwiches à base de fibre verre	72
IV.7.3. 3. Essai de flexion quatre point sur les sandwiches à base de fibre de carbone ...	74
IV.7.3. 4. Essai de flexion quatre point sur les sandwiches à base de fibre de verre.....	75

IV.7.3. 5. Essai de cisaillement.....	79
Conclusion générale.....	82
Références bibliographiques	84

LISETTE DES FIGURES I

Figure I.1.	Les principaux types des matrices[5]	3
Figure I.2.	Les principaux types des matrices [7]	4
Figure I.3.	Principaux types de tissages [8]	5
Figure I.4.	Couche de composite [5].	6
Figure I.5.	Constitution d'un stratifié [5]	7
Figure I.6.	Une structure en sandwich.....	7
Figure I.7.	Différentes matières naturelles animales, végétales et minérales [11].....	9
Figure I.8.	Diagramme des techniques d'extraction des fibres végétales [12]	10
Figure I.9.	Plante de jute Typique à, b et c botte de fibres extraite de la tige de jute	11
Figure I.10.	Portion d'une section verticale de fibre de jute (a),amas de fibre (b),et brins tresse et file (c)	12
Figure I.11.	Schéma des parois d'une fibre de lin [25].....	13
Figure I.12.	Représentation des micro fibrilles formant un angle [1].....	14
Figure I.13.	À gauche fibre de verre tissé et à droite fibre de verre mat [55].....	15
Figure I.14.	Les fibres de carbone [55].	16

LISTES DES FIGURES II

Figure II.1	Structure sandwich [57]	19
Figure II.2.	Structure sandwich [50]	22

LISTES DES FIGURES III

Figure III.1.	Essai de flexion 03 points	28
Figure III.2.	Essai de flexion 03 points	29
Figure III.3.	Essai de cisaillement.....	31

LISTES DES FIGURES VI

Figure VI .1.	Dimensions des éprouvettes de flexion	32
FigureVI.2.	Matrice Epocaste 50-A	37
Figure VI.3.	Fibre de carbone/verre utilisé pour la conception des éprouvettes.....	39
Figure VI.4.	Âme nid d'abeille	39
FigureVI.5.	Âme liège.....	40
Figure VI.6 .	Pompe à vide	40
Figure VI.7.	Organigramme pour la technologie de fabrications des stratifiées	43
Figure VI.8.	Table de travail	44
Figure VI.9.	Tissu de carbone et de verre découpé.....	45
FigureVI.10.	Résine étalée sur le nylon.	45
Figure VI.11.	Résine coulée sur le tissu à l'aide d'un rouleau.....	45

Figure VI.12.	Stratifié recouvert avec du tissu perforer, d'arrachage et du feutre de drainage.....	46
Figure VI.13.	Stratifié branché avec une pompe à vide.....	46
Figure VI.14.	Pose et fixation du film de mise sous vide.....	47
Figure VI.15.	Pose des feuilles de tissu en carbone.....	47
Figure VI.16.	Dépôt de la résine sur le tissu de carbone.....	48
Figure VI.17.	Dépôt de l'âme en nid d'abeille sur le tissu de verre.....	48
Figure VI.18..	Dépôt du tissu sur l'âme.....	49
Figure VI.19.	Etalement de la résine.....	49
Figure VI.20.	Dépôt du film séparateur perforé.....	50
Figure VI.21.	Dépôt du tissu d'arrachage.....	50
Figure VI.22.	Dépôt du feutre de drainage.....	51
Figure VI.23.	Appareil de pompage.....	51
Figure VI.24.	Fermeture hermétique du sac à vide.....	52
Figure VI.25.	Dépôt du ruban adhésif.....	52
Figure VI.26.	Début du processus de pompage.....	53
Figure VI.27.	Système d'échauffement.....	53
Figure VI.28.	Démoulage de la plaque.....	54
Figure VI.29.	La plaque finie.....	54
Figure VI.30.	Plaque finale obtenue.....	54
Figure VI.31.	Démentions des éprouvettes de traction matrice.....	55
Figure VI.32.	Éprouvette réel en résine.....	56
Figure VI.33.	Moules des éprouvettes de résine.....	56
Figure VI.34.	Dimensions des éprouvettes de flexion.....	57
Figure VI.35.	Résine époxyde fibre de carbone.....	58
Figure VI.36.	Résine époxyde fibre de verre.....	58
Figure VI.37.	Banc d'essai de traction.....	59
Figure VI.38.	Dimensions des éprouvettes de traction.....	59
Figure VI.39.	Fibre de carbone et nid d'abeille.....	60
Figure VI.40.	Fibre de verre et nid d'abeille.....	60
Figure VI.41.	Fibre de verre et liège.....	60
Figure VI.42.	Fibre de carbone et liège.....	60
Figure VI.43.	Machine universelle Zwick/Rolle ZO10 (essai de flexion 4 points).....	61
Figure VI.44.	Machine universelle Zwick/Rolle ZO10 (essai de flexion 3 points).....	61
Figure VI.45.	Démentions des éprouvettes de flexion.....	62
Figure VI.46.	Montage essai de cisaillement.....	66
Figure VI.47.	Courbes de traction comparative des matrices STR, AL et INJ812 et EPOCAST 50-A_1.....	66
Figure VI.48.	Courbes de flexion pour les éprouvettes carbone/époxy.....	68
Figure VI.49.	Courbes de flexion pour les éprouvettes verre/époxy.....	68
Figure VI.50.	Courbes de flexion comparative entre les deux types d'éprouvettes carbone/verre/époxy.....	68
Figure VI.51.	Comportement en traction des stratifiés carbone/époxy.....	70
Figure VI.52.	Comportement en traction des stratifiés verre /époxy.....	70
Figure VI.53.	Comportement en traction des stratifiés verre /époxy et carbone/époxy... ..	71

Figure VI.54.	Mode de rupture par essai de traction.....	72
Figure VI.55.	Essai de flexion 03 point sur l'éprouvette nid d'abeille carbone/époxyde	73
Figure VI.56.	Comportement en flexion 03 point des sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de carbone	73
Figure VI.57.	Comportement à la flexion 03 point des sandwichs à base de liège et fibre de carbone.....	74
Figure VI.58.	Comportement à la flexion 03 point des différents sandwichs élaborés.	74
Figure VI.59.	essai de flexion 3 point sur l'éprouvette a âme liège et peaux verre/epoxy ..	75
Figure VI.60.	Comportement à la flexion 3 point des sandwichs à base de liège et fibre de verre.....	75
Figure VI.61.	Comportement en flexion 03 point des sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de verre	76
Figure VI.62.	GraphesComportement à la flexion 03 point des différents sandwichs élaboré.....	76
Figure VI.63.	Essai de flexion 4 point pour les éprouvettes a peaux carbone/epoxy et âme liège nid d'abeille.....	77
Figure VI.64.	Comportement à la flexion 04 point entre les deux éprouvettes à base nid- carbone et liège carbone	77
Figure VI.65.	Essai de flexion 4 point pour l'éprouvette a âme nid d'abeille et peaux verre/epoxy.....	78
Figure VI.66.	comportement de la flexion 4 point entre les deux éprouvettes nid-verre et liège - verre.....	78
Figure VI.67.	Histogramme des contraintes maximales en flexion 4 point des structures	79
Figure VI.68.	Histogramme des contraintes maximales en flexion 3 point des structures sandwiches	79
Figure VI.69.	Essai de cisaillement.....	82
Figure VI.70.	Comportement au cisaillement des sandwichs à base de nid d'abeille.....	82
Figure VI.71.	Comportement au cisaillement des différents sandwich	83
Figure VI.72.	Histogramme de module de cisaillement des différents sandwich	84

LES TABLEUX I

<i>Tableau I.1. Principales propriétés des matrices Thermodurcissables et Thermoplastiques</i>	<i>3</i>
<i>Tableau I.2. Propriétés mécaniques des résines</i>	<i>4</i>
<i>Tableau I. 3. Principales caractéristiques physiques des fibres de jute</i>	<i>12</i>
<i>Tableau I. 4. Quelques exemples de valeurs de l'angle des microfibrilles dans la couche S2.</i>	<i>15</i>
<i>Tableau I.5. Composition chimique des différents types de fibres de verre</i>	<i>16</i>

LES TABLEUX IV

<i>Tableau IV .1. caractéristiques du tissu de carbone.</i>	<i>22</i>
<i>Tableau IV .2. .Caractéristiques du tissu de verre type D.....</i>	<i>22</i>
<i>Tableau IV .3. Caractéristique de la pompe à vide.....</i>	<i>25</i>
<i>Tableau IV .4. Caractéristiques du feutre de drainage.....</i>	<i>25</i>
<i>Tableau IV. 5. .Les propriétés mécanique des matrices STR, AL et INJ812.....</i>	<i>49</i>
<i>Tableau IV .6.. Résultats des tests de flexion pour les éprouvettes stratifiés.</i>	<i>51</i>
<i>Tableau IV .7. Résultats des tests de traction pour les éprouvettes stratifiés</i>	<i>53</i>
<i>Tableau IV. 8. Résultat de la contrainte normale de l'essai de flexion 03 points sur l'éprouvettes</i>	<i>58</i>
<i>Tableau IV. 9. Résultat de la contrainte normale de l'essai de flexion 04 points sur l'éprouvettes</i>	<i>61</i>
<i>Tableau IV. 10. Les valeurs de la contrainte en flexion 3 et 4 points, ainsi que les rigidités en flexion et en cisaillement</i>	<i>63</i>
<i>Tableau IV .11. Tableau présente les résultats au cisaillement des différente sandwich.....</i>	<i>65</i>

Les exigences pour la protection de l'environnement contre la pollution, et l'exploitation inhérentes de la richesse naturelle nous obligent de remplacer les matériaux à base pétrolière et minérales par des matériaux naturels renouvelables. Dans le cadre de l'intégration et de la protection de l'environnement, Faire le choix de produits écologiques présente le double avantage d'être respectueux de la planète et des êtres humains. Les produits écologiques respectueux de l'environnement, fabriqués à base de plantes et 100 % biodégradables, ne contiennent pas de substances chimiques artificielles et nocives [1]. Ils sont par conséquent bien moins susceptibles de mettre en danger la santé.

Actuellement la construction exige des nouveaux matériaux afin d'optimiser les coûts, intégrer la protection de l'environnement [2], le développement de ces nouveaux matériaux est soumis aux besoins des utilisateurs (constructeurs). Les chercheurs ont développé plutôt des nouvelles associations de matériaux. L'un des résultats de cette association est l'aboutissement à un matériau composite.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés, on notera les matériaux sandwichs, ou les structures sandwichs se distinguent des autres matériaux comme les métaux, les céramiques et Les polymères par le fait qu'ils sont constitués :

- ✓ De deux semelles ou peaux, de faibles épaisseurs. Ces peaux sont constituées de Matériaux à relativement haute résistance.
- ✓ D'une âme beaucoup plus épaisse et de faible densité [3].

Notre étude s'intéresse à la comparaison entre des matériaux sandwichs à différentes constituants (minérales et naturels).

Ce travail est subdivisé en quatre chapitres articulés de la manière suivante.

Le premier chapitre est une étude bibliographique sur les matériaux composites, (Définition classification, et les éléments constituant), En suite Nous présentons les renforts naturels leurs avantages et leurs inconvénients, leur structure et leur composition.

Dans le chapitre suivant, nous avons présenté une définition des structures sandwichs, et les éléments constituants, et en fin leur le domaine d'utilisation. Par la suite quelques travaux de recherche sur les matériaux composites sandwichs ont été présentés.

INTRODUCTION GENERALE

Le troisième chapitre est consacré à étudier la caractérisation mécanique des sandwichs en flexion trois et quatre point et en cisaillement.

Ce dernier chapitre porte la partie expérimentale est divisé en deux parties principales.

Première partie est consacrée à l'étude des différents matériaux utilisés. Premièrement, nous avons présenté les matériaux nécessaires à la réalisation des peaux de la structure sandwich, à savoir, la résine époxy, fibre de carbone et la fibre de verre ; par la suite, nous avons présenté le matériau de l'âme qui est le liège aggloméré, et nid d'abeille ; Finalement, Les méthodes d'élaboration des matériaux composites stratifiés et des structures sandwiches seront ainsi présentées.

La deuxième partie sera consacrée aux méthodes de caractérisation des structures sandwiches ainsi qu'à la présentation et l'interprétation des différents résultats obtenus sur les plaque stratifié et les structures sandwiches et leurs constituants.

Une conclusion générale dressant un bilan des résultats obtenus.

CHAPITRE I
GENERALITE SUR LES MATERIAUX
COMPOSITES

I.1. Définition

Un matériau composite peut être défini comme une combinaison macroscopique de deux ou plusieurs matériaux de milieu continu et discontinu, ayant une interface reconnaissable entre eux. Le milieu discontinu qui est plus rigide et plus résistant que la phase continue est appelé renfort et la phase dite continue est appelée matrice, qui est généralement une matière plastique, les matrices les plus utilisées sont : la résine polyester, la résine vinylester ou la résine époxy thermodurcissable.

Un matériau composite peut fournir des propriétés mécaniques et physiques supérieures et uniques, car il combine les propriétés les plus souhaitables de ses composants tout en supprimant les propriétés les moins souhaitables [4], ils apportent de nombreux avantages fonctionnels comme la légèreté, une grande résistance à la fatigue, liberté de formes, maintenance réduite, et un faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf alu carbone)

Ces matériaux sont aussi insensibles aux produits chimiques sauf les décapants de peinture qui attaquent les résines, ces derniers fournissent une bonne isolation électrique. Leur faible taux d'utilisation vient de leur coût [5].

I.2. Matrice

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle a pour le rôle :

- D'enrober les renforts, les protégeant ainsi du milieu extérieur ;
- D'assurer une répartition spatiale homogène des renforts ;
- De transmettre aux renforts les efforts extérieurs et de les répartir ;
- De conférer la forme à la pièce de matériau composite : ce sont elles qui conditionnent l'aptitude à la mise en forme du composite [6].

I.2.1. Différentes natures de la matrice

Les matrices sont divisées en fonction de leur nature d'un part, et en fonction de leurs types de comportement dans la même classe

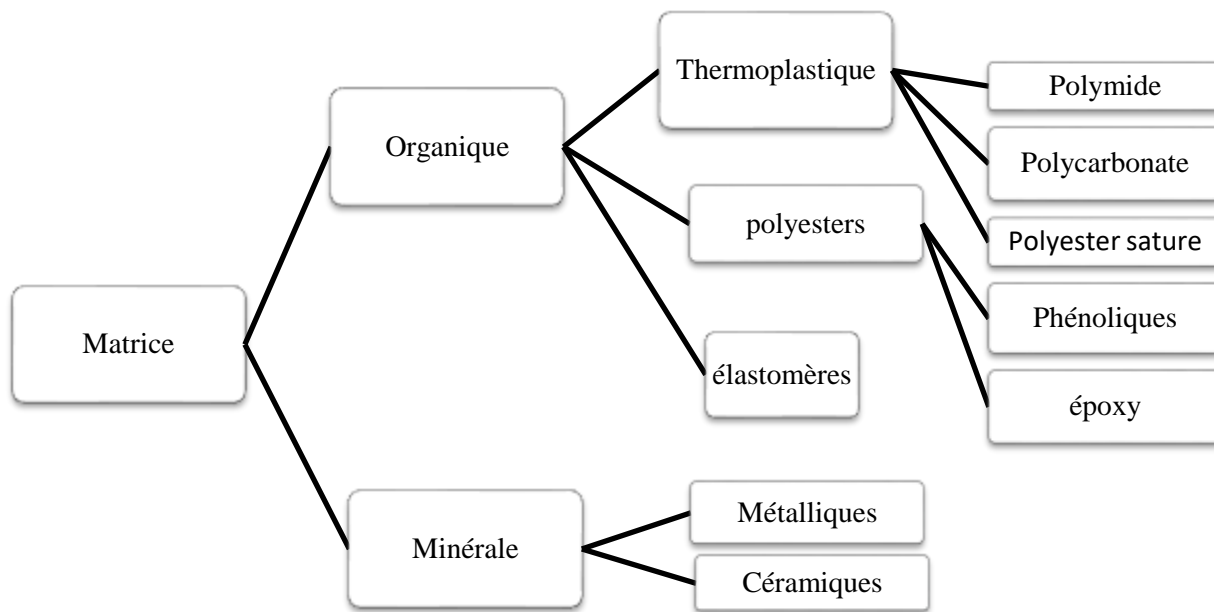


Figure .I.1:Les principaux types des matrices[5]

Les résines thermoplastiques se distinguent par leur comportement vis-à-vis la température, leurs mis en forme s’effectue par chauffage, puis elles durcissent au cours du refroidissement, ce phénomène de transformation est réversible. [7]

Les résines thermodurcissables sont mises en forme et se polymérisent selon la forme souhaitée. En mélangeant le monomère avec le durcisseur, avec des fractions adéquates, cette transformation est irréversible.[8]

Tableau I. 1 :Principales propriétés des matrices Thermodurcissables et Thermoplastiques [5]

<i>Matrices</i>	<i>Thermodurcissables</i>	<i>Thermoplastiques</i>
Stockage	Réduit	Illimité
Mouillabilité des renforts	Aisée	Difficile
Moulage	Chauffage continu	Chauffage + refroidissement
Cycle	Long (polymérisation)	Court
Tenue au choc	Limitée	Assez bonne
Tenue thermique	Meilleure	Réduite (sauf nouveau TP)
Chutes et déchets	Perdus ou utilisés en charges	Recyclables
Conditions de travail	Emanations de solvants	Propreté
Etat de base	Liquide visqueux à polymériser	Solide prêt à l'emploi

Les performances mécaniques des matrices par rapport au renfort sont limitées, mais sont très diversifiées entre elles, en fonction de leurs natures d'un part, comme le cas des matrices céramiques et matrices polymères, et en fonction de leurs types d'autre part, comme le cas des matrices thermoplastiques et les matrices thermodurcissables.

Tableau I.2 : Propriétés mécaniques des résines [5].

	Polyester	Epoxyde	Phénolique	Polyamide	Aluminium
ϵ_r En traction (%)	2-5	2-5	2 - 5	-	-
ρ (Kg/m ³)	1200	1100-1500	1200	1130	2630
σ_r En Traction (MPa)	50-80	60-80	40	70	358
E en traction (GPa)	2,8-3,5	3-5	-	3	69

I.3. Le renfort

Les renforts dans les matériaux composites consistent à supporter les efforts appliqués, et conférer au composite sa rigidité élastique et sa résistance à la rupture, mais ils doivent également être compatibles avec la matrice du composite sur le plan chimique, c'est-à-dire assurer une adhérence interfaciale renfort-matrice suffisante et stable dans le temps. Les principaux types de renforts se distinguent par leur géométrie (particules, billes, fibres courtes, fibres longues), par leur disposition ; notamment pour les fibres (aléatoire 3D, feutres, nappes de mat 2D, nappes unidirectionnelles, tissages 2D, tissages 3D) ou par leur nature [7].

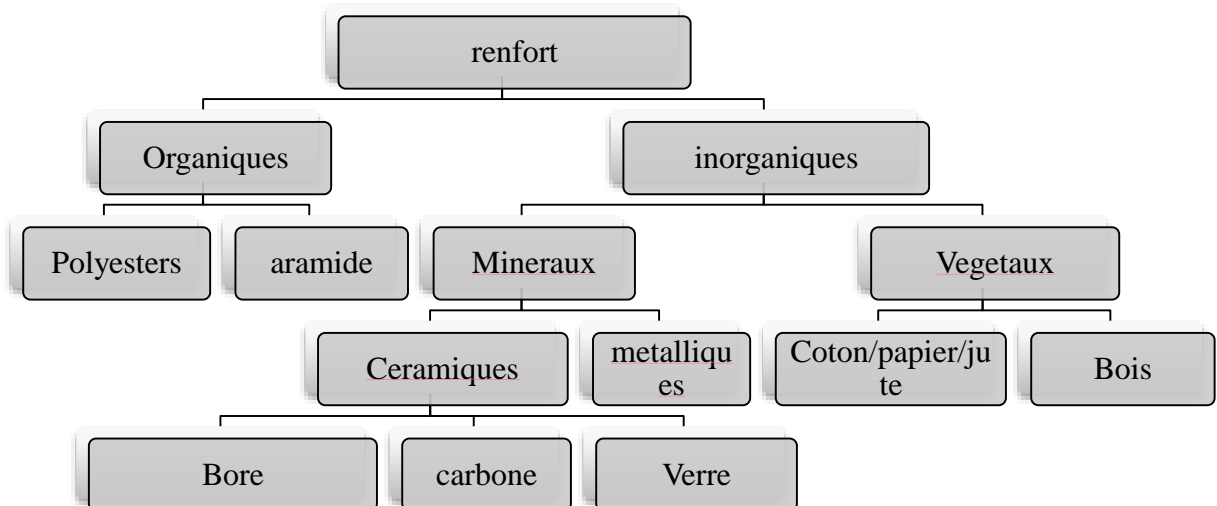


Figure.I 2: Les principaux types des matrices [7]

En termes de performance mécanique, les propriétés mécaniques et physiques de la pièce finale en matériaux composites dépendent fortement à la forme et propriétés mécanique du renfort. Cette dernière permet de diviser les composites en deux classes : les composites à fibres courtes ou coupées (discontinues) et les composites à fibres continues, ces deux classes de matériaux composites sont assez différentes

I.3.1. Fibres discontinues

Fibres courtes ou particules (charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écaillés ou de poudres), améliorent le comportement mécanique du matériau composé de la matrice seule, mais celle-ci reste l'élément de base et on obtient un polymère renforcé.

I.3.2. Fibres continues

Celles-ci jouent un rôle principal dans le comportement mécanique du composite, la fonction de la matrice étant, en particulier, d'empêcher les déplacements relatifs des fibres continues. C'est ce type de composites qui est utilisé dans les applications structurelles fortement sollicitées. [9]

Les renforts continus se trouvent sous plusieurs formes commerciales :

- a) -Nappes unidirectionnelles ;
- b) -Tissus (taffetas ; satin ; sergé)
- c)- Feutres ou mat

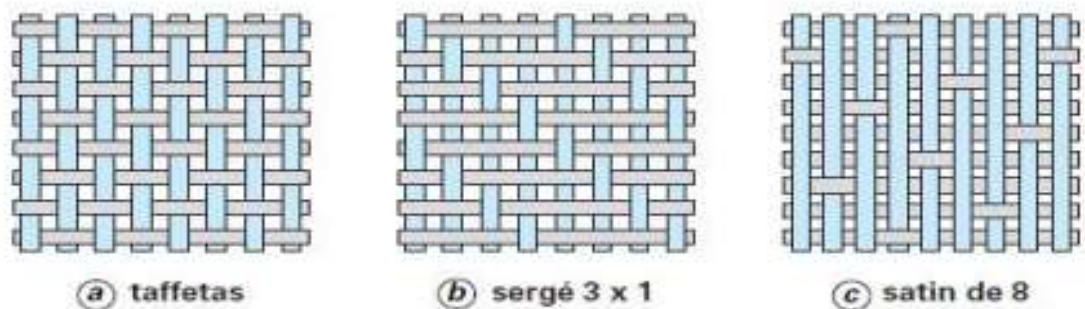


Figure 3: Principaux types de tissages [8]

I.4. Les interface

Les composites étant des matériaux hétérogènes, ils possèdent des interfaces, c'est-à-dire des surfaces de contact entre la matrice et le renfort. Tant que le composite est intact, les deux

constituants adhèrent parfaitement l'un à l'autre, et l'interface ne joue donc aucun rôle particulier. Cependant, l'interface joue un rôle important lorsque le composite subit des dégradations mécaniques et commence à se fissurer suite à une surcharge, à la fatigue. [7]

I.5. Les charge

L'objet de la charge renforçant est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine, ou diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines. En générales ces charges sont des microbilles ou des particules (poudre). Les principales charges utilisées sont

- Microbille en (verre, carbone, époxyde, phénolique, polystyrène, etc. ...)
- Des poudres ou paillettes métalliques : (cuivre, fer, aluminium, etc. ...)
- Des particules de carbone (noir de carbone). [5]

I.6. Les structure des pièces composites

I.6.1. Monocouche

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres continue, à fibres courtes, fibres tissus et mat. [5]

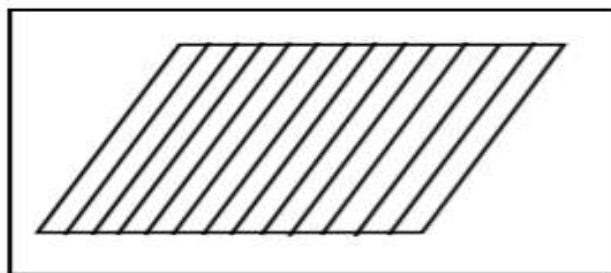


Figure 4: Couche de composite [5].

I.6.2. Composites stratifiés

Les stratifiés sont constitués de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifiés, mat, tissus, etc.) imprégnés de résines. [5]

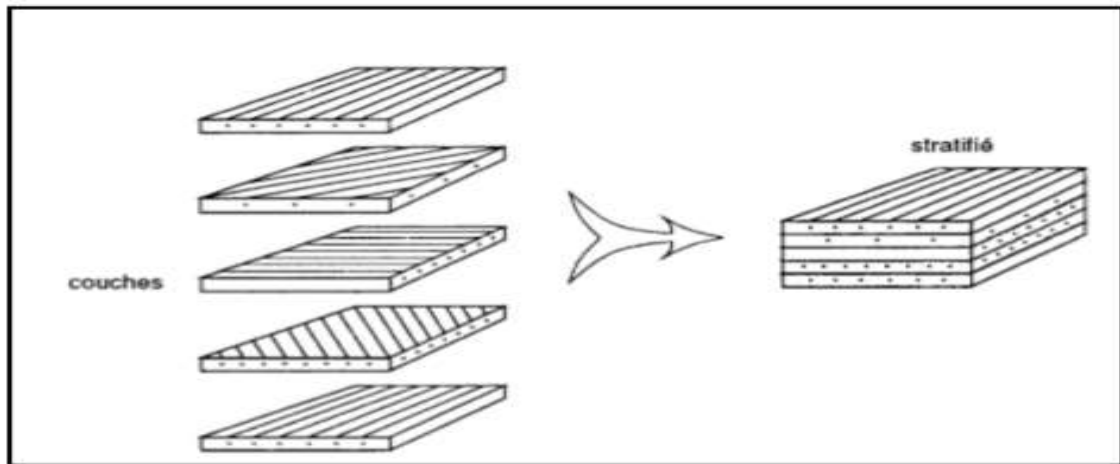


Figure 5: Constitution d'un stratifié [5]

I.6.3. Structures en sandwich

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par coulage ou soudeur de deux semelles ou peaux et un matériau d'âme. Les peaux sont de faibles épaisseurs et possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques (module élève, grand résistance) entre les deux peaux est intercale un matériau d'âmes de forte épaisseur et de faible densité. En gardant une distance constante entre les deux peaux, insertion de cette âme permet d'augmenter le moment d'inertie de la structure, et par conséquent la rigidité en flexion, tout en minimisant lamasse de l'ensemble...un troisième composant : adhésif. C'est ce dernier qui permet un bon assemblage de la structure et aussi une bonne transmission des contraintes d'un milieu à l'autre. [3]

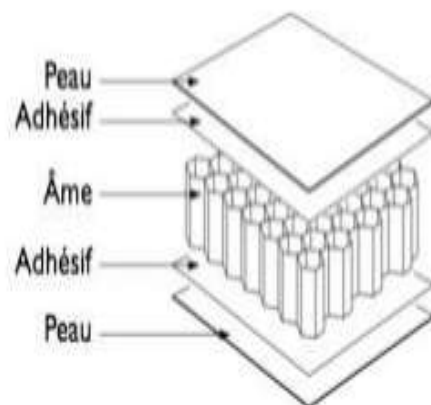


Figure 6: Une structure en sandwich

I.7. Types de matériaux composites

Selon leur taux d'utilisation, les composites sont classés en deux grandes classes : les composites à grande diffusion et les composites hautes performances.

I.7.1. Composites à grande diffusion

Ils occupent une portion de 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés, le taux de renfort est de 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre. Dans ce cas le renfort et la matrice sont à des coûts voisins.

I.7.2. Composites hautes performances

Ils sont principalement utilisés dans l'aéronautique et sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux composites à grande diffusion. Des méthodes de calculs de structures et d'homogénéisations ont été développées pour les composites hautes performances.

I.8. Fibres naturelles

Les fibres naturelles à base de plantes sont souvent utilisées comme matériau de renforcement pour des composites verts respectueux de l'environnement [4]. Ce sont des substances filamenteuses issues de végétaux et d'animaux, susceptibles d'être filées pour fabriquer des fils et des cordes. Elles sont tissées, tricotées ou tressées pour confectionner des textiles indispensables à la société.

Les fibres naturelles peuvent être classées en fonction de leurs origines : animales, végétales ou minérales.

- Fibres provenant des poils séminaux de graines (coton, kapok),
- Fibres libériennes extraites de liber de plantes (lin, chanvre, jute, ramie),
- Fibres extraites de feuilles (sisal, abaca), d'enveloppes de fruits (noix de coco).

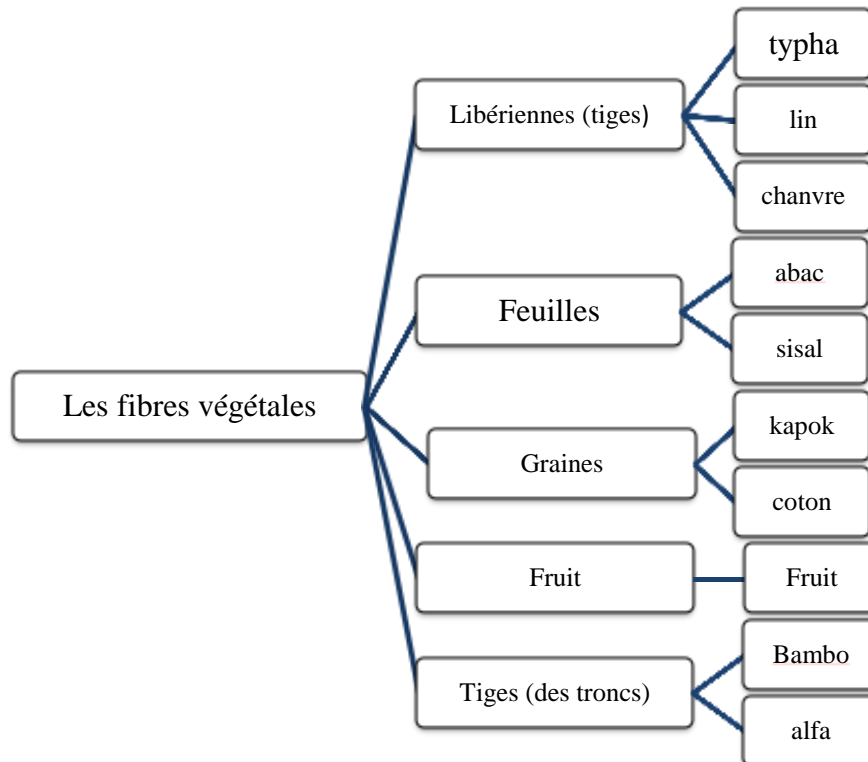


Figure 7: Différentes matières naturelles animales, végétales et minérales [11]

Les fibres végétales sont les plus préférables, parce que les fibres animales sont principalement composées de protéines et les fibres minérales sont associées par contre les fibres végétales rapportées possèdent une résistance et une rigidité supérieures par rapport aux fibres animales [10].

I.8.1. Extraction des fibres végétales

L'extraction de fibres végétales est un procédé classique. Le filage des fibres nécessite des transformations : extraction et purification la matière première ou brute en une forme filable. Vu la diversité des matières brutes, le procédé d'extraction diffère d'un type à l'autre. Par contre, d'autres types se récoltent sous forme de tiges. Donc l'extraction des fibres ultimes (filables) est nécessaire. Au cours de l'extraction, on élimine les liants comme les pectines et la lignine. Les fibres obtenues sont appelées les fibres ultimes. Selon la nature et le domaine d'utilisation des fibres, de différents types de traitements sont proposés : mécaniques, chimiques et biologiques (bactéries et enzymes) [11].

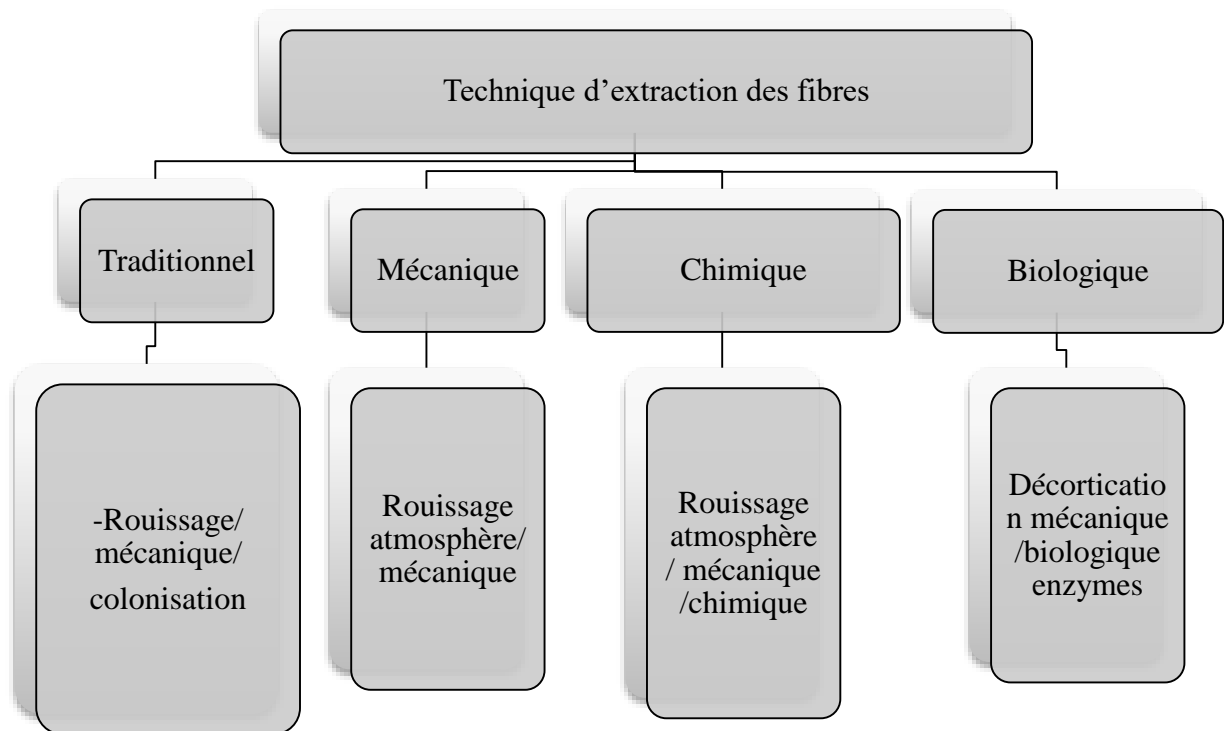


Figure 8: Diagramme des techniques d'extraction des fibres végétales [12]

I.8.2. Les avantage des fibres naturelles

L'utilisation de fibres naturelles renouvelables contribue au développement durable...la biodégradation, la combustibilité, le poids, la non toxicité, la réduction de la pollution, environnementale, le faible cout et la facilite de recyclage.

Les fibres naturelles sont connues pour leur bonne capacité d'absorption, leur résistance mécanique, leur résistance à l'abrasion, leur stabilité dimensionnelle, leur capacité d'absorption par mèche, leur résistance aux acides et aux bases, leur isolation électrique et leur combustion complète sans aucun danger pour l'environnement. La plupart de ces fibres ont une faible résilience et une récupération élastique, endommagées par les acides minéraux forts et la chaleur sèche [4].

I.8.3. Les inconvénients des fibres naturelles

- ❖ Absorption d'humidité des fibres (risque gonflement).
- ❖ La variation dimensionnelle dans les composites et également affecter les propriétés mécaniques des composites à cause de la teneur en humidité dans les fibres naturelles varie entre 5% et 10%.
- ❖ Stabilité thermique des fibres naturelles
- ❖ Fibres anisotropes [19]

I.9. Le jute

Le Jute est dans le monde le principal textile après le coton et le chanvre, ce qui explique l'intérêt qui s'attache à l'étude des diverses possibilités de son exploitation.

Le mot Jute qu'on rapproche du sanscrit vyuta, signifiant tissu, désigne à la fois une fibre et les plantes qui la produisent, plantes appartenant au genre Corchorus de la famille des Tiliacées. Plusieurs Corchorus produisent des fibres intéressantes au point de vue de l'industrie textile [13].

I.9.1. Plante de jute

Le jute est très polyvalent. La plante mesure 3 à 4 mètres de haut C'est une fibre libérienne, extraite des tiges de deux espèces végétales de la famille des Tiliacées : Chorchorusolitorius et Chorchoruscapsularis [14].



Figure 9: Plante de jute Typique à, b et c botte de fibres extraite de la tige de jute

. [14]

I.9.2. Fibre de jute

La fibre de jute est constituée de 80 à 87 % de cellulose, le reste est de lignine. La longueur est de 1 à 5 mm et le diamètre est de 20 à 25 μm . Elle résulte de l'assemblage d'une dizaine ou plus de fibres élémentaires à section polygonale avec une ouverture centrale. Ces fibres sont ensuite tressées ou filées pour former les brins [14].

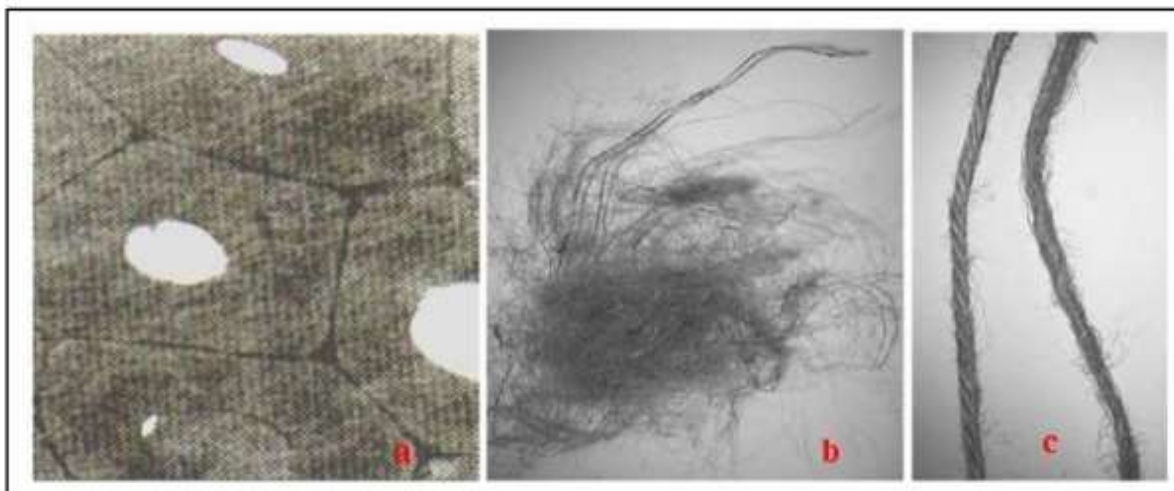


Figure 10: Portion d'une section verticale de fibre de jute (a), amas de fibre (b), et brins tresse et file (c)

[16]

Tableau I. 3 : Principales caractéristiques physiques des fibres de jute [16]

Caractéristiques	
Longueur de la fibre [mm]	2.5
Masse volumique g/cm^{-3}	1.48-1.50
Reprise en humidité (20 ⁰ -65HR) [%]	16-18
Taux d'absorption d'eau [%]	25.4
Ténacité a sec [$N.TAX^{-1}$]	0.3-0.6
Résistance aux UV	Moyen

I.9.3. Transformation des fibres de jute

La transformation des fibres jute en fil passe par différentes opérations

- Ouverture du jute - Ensimage : projection d'une émulsion d'huile dans l'eau sur le jute servant à humidifier les fibres et de permettre un meilleur glissement des fibres les unes sur les autres
- Obtention des fibres de longueur régulière par cardage
- Parfaire le parallélisme des fibres par étirage
- Filage et mise en forme en Rolls.[14]

I.9.5. Structure de la fibre végétale

La fibre végétale est considérée comme un matériau multicouche du fait des parois cylindriques concentriques qui la composent. Au centre de la fibre élémentaire, on distingue le lumen qui contenait, jusqu'à maturité de la fibre, le noyau cellulaire et le cytoplasme. La taille du lumen permet de déterminer la qualité et le degré de maturité de la fibre [24]. La paroi végétale, qui est l'enveloppe de la cellule végétale, est composée essentiellement de composés glucidiques. Elle comporte 2 parties:

- ✓ La paroi primaire
- ✓ La paroi secondaire, elle-même composée de 3 couches : S1, S2 et S3



Figure 11: Schéma des parois d'une fibre de lin [25]

La paroi primaire est la paroi la plus externe dont l'épaisseur est comprise entre 0,1 et 0,5 μm (Figure.12) [26]. Cette paroi est poreuse et élastique [27]. Elle est constituée principalement de pectines et de microfibrilles de cellulose orientées aléatoirement [28, 29].

La paroi secondaire ou paroi interne possède une épaisseur d'environ 10 μm , constituant la plus grande partie du volume de la fibre. Cette paroi se divise en 3 couches : S1, S2 et S3. Ces trois sous-couches se différencient par leur composition biochimique, leur épaisseur ainsi que par leur arrangement.

La paroi primaire ainsi que la paroi secondaire sont considérées comme des composites renforcés de fibrilles. Leurs principaux constituants sont la cellulose, les hémicelluloses et la lignine qui constitue la matrice du composite. Chacune des sous couches est constituée de lamelles concentriques, qui consistent en un enroulement de microfibrilles de cellulose parallèles entre elles dans une matrice de lignine, les hémicelluloses assurent l'interphase.

L'élément constitutif des parois est appelé microfibrille. Les microfibrilles sont disposées en forme de spirale, formant un angle β avec l'axe longitudinal de la fibre (Figure 1.13). Cet angle est appelé l'angle des microfibrilles (AMF), il est déterminé par diverses techniques dont

la microscopie confocale polarisante et la diffraction des rayons X [30,31]. Plus l'angle est petit, plus les microfibrilles de cellulose sont verticales. Ainsi, la couche S2, qui est la couche la plus riche en cellulose, a une disposition favorisant le soutien de la plante. Cette couche est donc très importante pour la résistance mécanique.

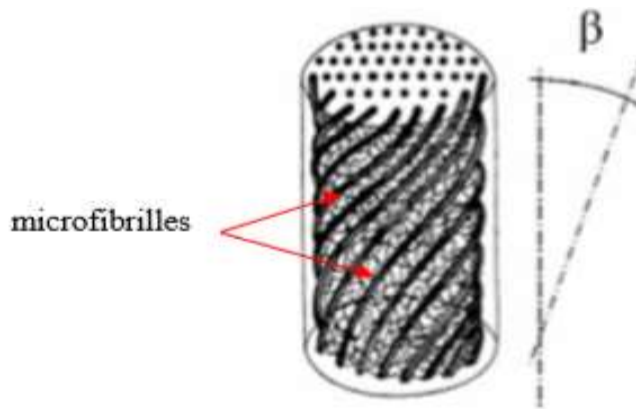


Figure 12: Représentation des microfibrilles formant un angle [1].

La couche S1 est constituée d'un treillis de fibres dont l'angle varie de -80° à $+80^{\circ}$, elle représente 5 à 10 % de l'épaisseur totale de la paroi végétale (Figure 1.13).

La couche S2, qui est la plus épaisse, occupe environ 75 à 85% de l'épaisseur de la paroi végétale (Figure 1.6) et assure la rigidité mécanique globale de la fibre végétale. Les microfibrilles ont un angle compris entre 0° et 45° (tableau 1.5).

Tableau I. 4 : Quelques exemples de valeurs de l'angle des microfibrilles dans la couche S2.

Fibre	Angle micro fibrillaire ($angle^{\circ}$)	Référence
Lin	6-11	[32-37]
Chanvre	6-7.5	[25]
Ramie	3-8	[27]
Jute	7.5-8	[33]
Sisal	20-36	[34]
Noix de coco	40-45	[35]
Bois	5-45	[36]
Recktophyllum	40	[37 -38]

Les micro fibrilles de la couche S3 font un angle égal à $\pm (40^\circ - 80^\circ)$ avec l'axe. De la fibre [25]. L'épaisseur de la couche varie entre 5 et 10% de l'épaisseur totale de La paroi cellulaire (Figure 1.13).

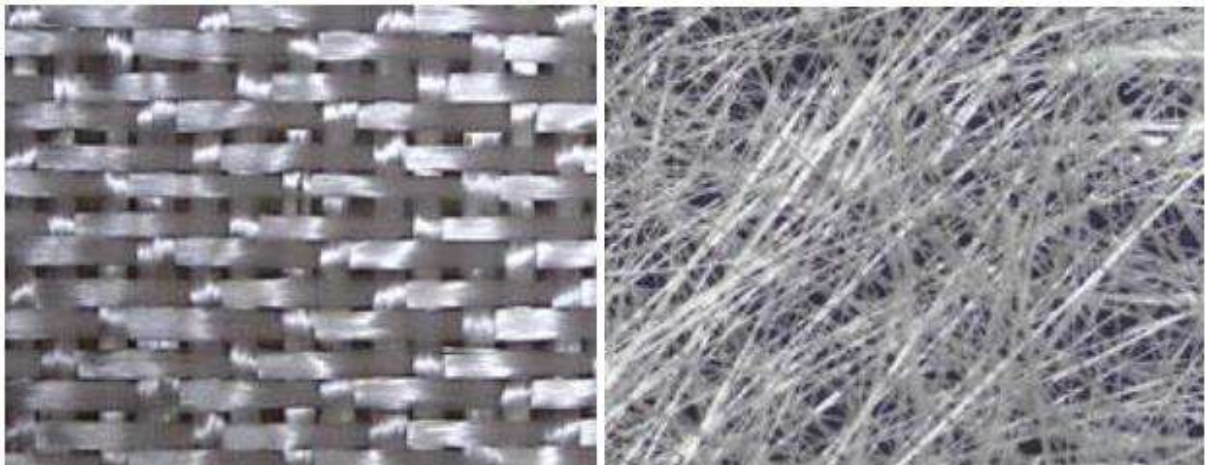
I.10. Les fibres minérales

I.10.1. Fibres de verres

Les fibres les plus employées sont les fibres de verre. Elles constituent le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elles sont obtenues à partir du sable (silice) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore).

On distingue trois types de fibres de verre [23] :

- E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes ;
- R : pour les composites hautes performances ;
- D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques).



*Figure 13:À gauche fibre de verre tissé et à droite fibre de verre mat [55].
Tableau I.5 : Composition chimique des différents types de fibres de verre [40].*

Constituants		Composition en masse (%)		
		Verre E	Verre D	Verre R
Silice	SiO ₂	53-54	73-74	60
Alumine	Al ₂ O ₃	14-15.5	-	25
Chaux	CaO	20-24	0.5-0.6	9
Magnésie	MgO			6
Oxyde de bore	B ₂ O ₃	6.5-9	22-23	
Fluore	F	0-0.7		
Oxyde de fer	Fe ₂ O ₃	<1		
Oxyde de titane	TiO ₂	<1	0.1-0.2	
Oxyde de sodium	Na ₂ O	<1	1.3	
Oxyde de potassium	K ₂ O		1.5	

I.10.2. Fibres de carbone

C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres :

- Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C ;
- Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C.

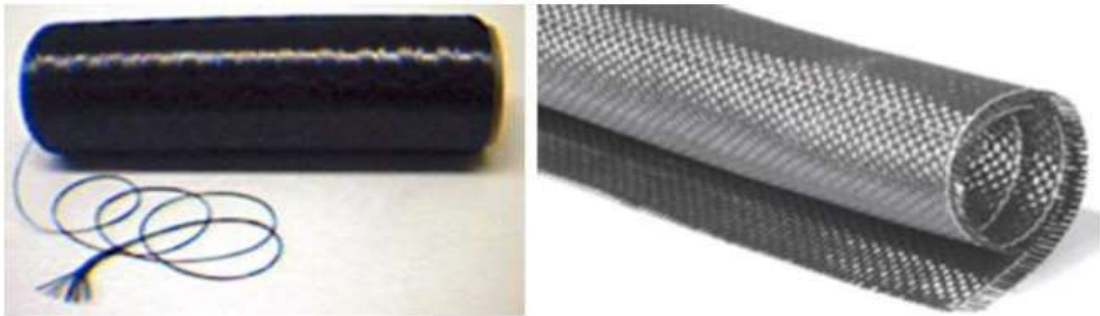


Figure 14: Les fibres de carbone [55].

CHAPITRE II
LES STRUCTURES SANDWICH

II.1. Introduction

L'utilisation de matériaux composites se répand de plus en plus. Leurs principales caractéristiques sont : faible densité, haute résistance, grande rigidité et excellente dureté, qui sont des exigences dans les domaines tels que l'aérospatiale, l'automobile, la navigation, la construction, etc.

Les matériaux sandwich sont parmi les matériaux composites les plus largement utilisés. Ces matériaux sont généralement constitués de : deux semelles ou peaux, de faible épaisseur avec une résistance élevée et d'un noyau beaucoup plus épais avec une faible densité [39].

Les propriétés d'intérêt pour les matériaux de base comprennent, par rapport aux autres, faible densité et bonnes caractéristiques d'isolation thermique et acoustique [40,41]. Les matériaux de base couramment utilisés sont les nids d'abeilles, mousses et bois de balsa, mais autres variantes de structures de noyau cellulaire sont proposées [42].

Le liège est un matériau cellulaire naturel possédant un ensemble de propriétés remplit largement les exigences pour les noyaux sandwich : il a une structure alvéolaire semblable à un nid d'abeilles, à cellules fermées, faible densité et excellentes propriétés isolantes [43-44]. C'est également une matière première renouvelable issue d'un système de production durable, ce qui contribue à l'intention actuelle de renforcer le « caractère écologique » de la construction

Les agglomérés de liège sont des produits à base de liège commercialisés pour plusieurs applications, principalement pour le surfacage, les revêtements de sol et l'isolation fins.

La performance du liège dépend principalement de la densité et de la taille du grain [45].

II.2. Définition d'une Structures sandwich

Matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande légèreté en flexion et c'est un excellent isolant thermique [57].

II.3. Définition d'un panneau sandwich bio -source

Le sandwich bio-sources est constitué d'un matériau végétal de faible masse volumique sur lequel sont collées deux semelles minces en matériau plus fort et plus rigide mais toujours bio-sources. La figure 16 présente les différents éléments constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich [48].

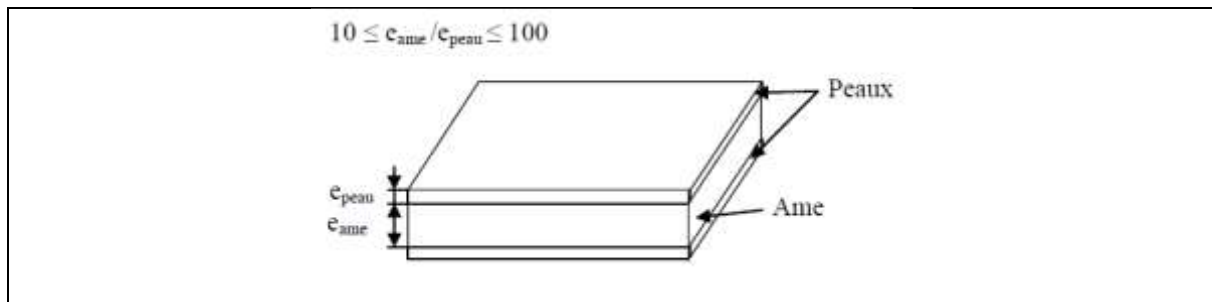


Figure 15: Structure sandwich [57]

II.4. Les éléments constituant les panneaux sandwichs

II.4.1. Les peaux

Généralement sont de faibles épaisseurs, les peaux sont constituées de matériau pouvant être obtenu sous forme de couche. Elles peuvent être en bois, métal ou matériau composite. Le choix de la nature de la peau s'effectue principalement en fonction des performances mécaniques exigées. Mais, généralement, une rigidité élevée et une excellente résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées. [49]

Elles sont constituées le plus souvent :

- Pour les composites à moyennes et hautes performances, de stratifiés à matrice thermoscurcissable (polyesters insaturés, époxydes ou thermoplastique polypropylène...) 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.

Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation des matériaux composites. Les peaux ont pour but de reprendre les efforts de flexion traduit par des contraintes normales (traction ou compression).

II.4.2. Les âmes

Dans les matériaux sandwichs, l'âme doit être constituée d'un matériau ayant une faible masse volumique et de bonnes propriétés en cisaillement, pour transmettre les contraintes de traction et compression supportées par les peaux. Dans les faits, c'est le constituant de l'âme qui permet de classer les différentes structures sandwich. Les âmes creuses sont généralement utilisées pour les structures à hautes performances mécaniques, mais ont un coût de fabrication

relativement élevé et se limite est généralement à des structures planes. Les âmes pleines, telles que les mousses ou le balsa, permettent la réalisation des structures.

Sandwichs planes ou courbées avec un rapport performance/prix relativement élevé. Parmi les âmes les plus utilisées, citons celles en mousse, nid d'abeilles et en bois de balsa [50].

II.4.2.1. Nid d'abeilles

Une autre famille d'âmes (creuses) regroupe des matériaux constitués de cellules

Généralement hexagonales régulièrement espacées faisant penser à un rayon de ruche, d'où l'appellation de « nids d'abeille » ou encore « nida » en abrégé. Elle peut être réalisée en divers matériaux comme le papier et l'aluminium. Ses caractéristiques mécaniques dépendent du matériau et de la taille des cellules. Sa masse volumique varie de 15 à 100kg/m³ et son épaisseur de 3 à 50 mm. On peut le courber modérément, mais les cellules se déforment et alors les propriétés mécaniques changent selon l'orientation. Le collage peut aussi être un problème, car il se réalise sur la tranche de la structure. Leurs propriétés sont exceptionnelles, mais ils sont difficiles à former et leur prix est élevé. [2]

II.5. Historique des structures sandwichs

Pour la première fois en Angleterre, l'industrie a commencé à s'intéresser à ce nouveau matériau par l'utilisation des matériaux sandwichs (stratifiés avec une âme en balsa) comme éléments de structure pour les avions 'Mosquito' [46]. Depuis les années 40 jusqu'à aujourd'hui dans un effort pour réduire le poids des stratifiés et des sandwichs. Le balsa, premier matériau à âme employé, est toujours en service où le poids n'est pas critique, le début des années cinquante a vu l'arrivée des matériaux composites à base de noyau en nid d'abeilles utilisés principalement pour l'industrie aérospatiale. Les années soixante ont vu l'arrivée de matières utilisées comme noyau tels que le polychlorure de vinyle (PVC) et du polyuréthane (PUR), généralement employées aujourd'hui dans des applications de bas et moyen coûts notamment pour l'isolation [46]. Pour des applications marines, les structures sandwichs sont souvent utilisées sous forme de coque de faible poids, où la rigidité locale est importante afin de maintenir l'intégrité structurale et l'efficacité hydrodynamique. La technique de sandwich a été appliquée la première fois vers les années soixante dans les dragueurs de mines suédois de la marine royale tel que le 'Vikste'. Dans ce cas bien précis, une configuration de sandwich a été choisie principalement en raison de ses propriétés non magnétiques et ses capacités de résistances aux explosions sous-marines [47].

II.6. Domaine d'application des structures sandwichs

- Les structures sandwichs sont utilisées dans l'industrie du bâtiment, pour leurs excellentes caractéristiques d'isolation thermique qui sont prises en compte. Il existe aussi d'autres raisons tels que le coût, la stabilité, la résistance au choc, la durée de vie, la résistance à la fatigue, maintenance réduite, facilité de réparation et capacité d'atténuation des vibrations. [51].
- Dans le domaine du transport par route, les bus sont parmi les premiers à remplacer les panneaux en métal par des panneaux sandwichs. Malgré que dans le cas des structures planes les panneaux en aluminium sont préférés, les structures tridimensionnelles sont réalisées en matériaux composites [51].
- Dans le domaine aéronautique, les propriétés anti-feu des panneaux sandwichs sont primordiales pour leurs utilisations intérieures des cabines. La norme anti-feu est très stricte et parfois difficile à atteindre, ce qui limite l'utilisation de ces matériaux. Ces dernières années, la plupart des avions civils ont également adopté cette construction pour de nombreux composants. Comme les planchers de l'avion Boeing 747 sont fabriqués à partir d'un panneau sandwich de balsa et de feuille d'aluminium [52].
- En ce qui concerne la conception des hélicoptères, 25% de la masse de la structure est réalisée en matériaux composites. Toutefois, des éléments de structure primaire sont réalisés en sandwich [53].

II.7. Conception d'un panneau sandwich

De par la constitution des matériaux sandwichs, on peut adapter leurs propriétés mécaniques en faisant varier la nature des peaux et de l'âme ainsi que l'épaisseur de chacune des phases. En règle générale, les peaux ont la même épaisseur p . Le rapport p/c , (c étant l'épaisseur de l'âme) est compris entre 0,1 et 0,01. D'après Allen [54], on peut classer les sandwichs en trois catégories selon la valeur du rapport d/p (d étant la distance séparant l'axe neutre de chacune des peaux). Les principaux objectifs du concepteur d'un « sandwich » sont de choisir les matériaux appropriés constituant la structure ainsi que de déterminer les épaisseurs respectives des peaux et de l'âme de façon à résister aux moments fléchisseurs, au cisaillement et aux contraintes axiales induites par les forces appliquées sur elles. En fonction des valeurs du rapport d/p , on peut classer les sandwichs de la manière suivante :

- Si le rapport d/p est supérieur à 100, on parle de sandwichs à peaux très fines

- Pour un rapport d/p compris entre 100 et 5,77 le sandwich est considéré comme ayant des peaux fines ;
- Dans le cas où d/p est inférieur à 5,77 la structure est dite à peaux épaisses.

II.8. Géométrie des sandwichs

Pour une structure en sandwich, étant donné l'épaisseur de chaque peau P et l'épaisseur totale du panneau D , la fraction de peaux s'écrit : $f = 2p/D$

Puisque la structure sandwich est utilisée le plus souvent pour sa légèreté, une caractéristique importante est la masse surfacique : $m_s = 2p\rho_p + (d - 2p)\rho_c$

Avec : p_p et p_c respectivement les masses volumiques des matériaux constitutifs des parements et du cœur. L'épaisseur relative du panneau est définie par d/i , où I est une dimension caractéristique d'essai (figure 17). Ce rapport de forme est une grandeur clef qui contrôle typiquement le choix du mode de déformation prédominant, que ce soit en rigidité ou en résistance [50].

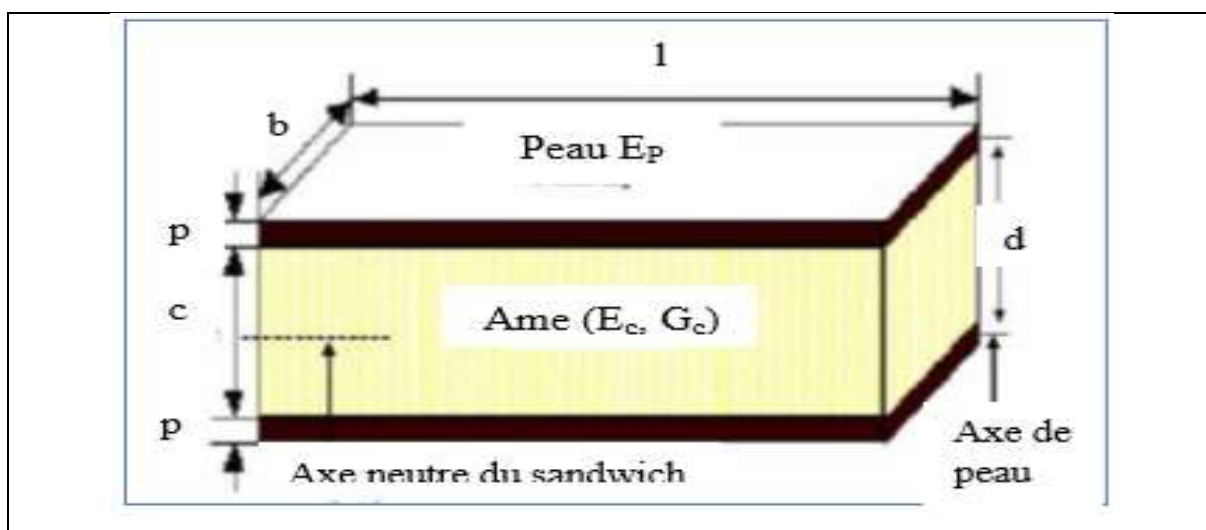


Figure 16: Structure sandwich [50]

II.9. Les propriétés des panneaux sandwichs

En plus de leur bonne rigidité en flexion, de leur bonne résistance au flambement et de leur légèreté, les matériaux sandwichs possèdent également de bonnes propriétés d'isolation thermique et phonique. Ceci explique leur emploi de plus en plus fréquent comme cloison. Ces matériaux sont de plus en plus utilisés dans l'aéronautique ou l'industrie du transport en tant

que structures primaires ou secondaires, comme par exemple les coques de bateaux rapides, les planchers d'avions[3].

II.10. Intérêt des structures sandwichs

L'intérêt principal des structures sandwichs, par opposition aux composites traditionnels dits monolithique, réside dans leur rigidité spécifique très élevée. La densité de l'âme est couramment de l'ordre de 100 kg m^{-3} . En modifiant la nature et l'épaisseur de la peau et/ou de l'âme, on parvient à donner à la structure le matériau qui convient le mieux. Ainsi, l'amélioration de la rigidité qui traduit le comportement en flexion du matériau, s'obtient en augmentant soit l'épaisseur de l'âme qui conduit à l'augmentation de son moment d'inertie, soit le module d'élasticité des peaux. Puisque l'âme du sandwich possède une faible densité, la masse du composite n'évolue pas de façon importante. Les matériaux composites sandwichs disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Dans chacun des marchés d'application (automobile, bâtiment, électricité, équipements industriels...), ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes.[3]

II .11. Etat de l'art des sandwichs bio-sources

Les matériaux composites présentent des propriétés mécaniques spécifiques à leur emploi, ils ont une large utilisation d'un le domaine de la construction. Parmi les matériaux composites on a : les structures sandwich.

L'objectif est notamment de réduire la masse des structures et dans un souci de protéger l'environnement et la santé publique, les composites tendent à intégrer un caractère écologique. Dans un sens favorable aux composites issus de la bio-sourcés.

Plusieurs auteurs ont étudié et élaboré des matériaux sandwichs bio-sourcés pour la construction. Nous citant les travaux de

C.BELKASMI et B. BEZZAZI. [23]. Leur étude s'intéresse a la caractérisation mécanique dans matériaux qui les panneaux sandwichs a base des constituants naturels (liège, jute), ces matériaux sont composés essentiellement d'une âme au liège aggloméré blanc et d'une peau sont tissée de jute avec la résine polyester comme interface. Le liège aggloméré blanc utilise est d'une densité moyenne avec une granulométrie différentes (panneaux de liège d'épaisseurs de 10, 20 et 30 mm). Ces matériaux étaient soumis à différentes sollicitations (compression, traction, flexion3points, flexion 4point, cisaillement).

D'après les résultats, les sandwichs avec une âme de 10 mm d'épaisseur présentent les meilleures caractéristiques par rapport à ceux de 20 et 30 mm.

A. Mir, B. Bezzazi, Redouane Zitoune, Francis Collombet [59]. Leur étude s'intéresse à l'élaboration et la caractérisation des panneaux sandwichs jute, liège et la résine ils utilisaient deux types de liège aggloméré C190 et le C270. L'élaboration du sandwich se fait par la méthode dite par infusion en « one shoot ».

La particularité de cette méthode et l'ajoute de la résine dans l'élaboration pour empêcher la pénétration de la résine dans le liège, les échantillons sont testés en flexion trois et quatre points et en cisaillement. Les résultats montrent une variabilité de la valeur du module de cisaillement du liège. On note une augmentation du module de cisaillement en faveur des lièges contenant de la résine introduite lors de l'élaboration des panneaux sandwichs. On note aussi une augmentation du module de cisaillement de 44 % dans le cas C190 et de 10 % dans le cas C270.

BOUZIT Fatima .2015 [1]. Leur étude s'intéresse à l'élaboration et la caractérisation des panneaux sandwichs constitués du liège aggloméré blanc, et, pour les peaux, ils ont utilisé des nappes en fibre naturelles (Jute, Sisal, Lin, Jute-sisal, Jute-lin) et la résine époxyde comme interface.

L'élaboration du sandwich se fait par la méthode dite par infusion en « one shoot ».

Les échantillons sont testés en flexion trois et quatre points et le cisaillement et les résultats montrent que les sandwiches dont les peaux composées de deux nappes de différente nature (jute-sisal, jute-lin) donnent des charges maximales supérieures par rapport à ceux des sandwiches dont les peaux constituées d'une seule nappe de renfort. Les meilleurs résultats sont enregistrés par le renfort en fibres de lin (seul ou combiné avec le jute).

des panneaux tels que le gonflement, le module d'élasticité et la conductivité thermique. D'autre part, le niveau de teneur en résine dans la plage étudiée n'a pas influé sur les résultats. Suivant les propriétés mécaniques et la conductivité thermique des panneaux sandwichs de bois de palme à huile obtenues, ces derniers peuvent être utilisés comme des matériaux isolants dans le secteur du bâtiment

Lakreb N I, Bezzazi B. [58]

Ce travail est basé sur l'élaboration et la caractérisation d'un sandwich à âme en liège renforcé de jute de type sergé et avec des enveloppes en bois. Les éprouvettes découpées à partir du panneau sandwich ont subi des essais de caractérisation mécanique (flexion, compression et cisaillement). Les résultats montrent que le sandwich élaboré avait des bonnes caractéristiques notamment en flexion 3 et 4 points, les valeurs des contraintes sont successivement 8.29 et 7.72 MPa . Et la résine utilisé présente une bonne adhérence avec les matériaux organiques (jute et le liège). Aussi que les deux semelles constituées de jute et de bois ont présenté un bon comportement mécanique. L'essai de cisaillement effectué a montré qu'il ya une bonne compatibilité entre le liège et le jute à cause de la résine. En compression notre matériau présente une bonne résistance et un comportement stable.

Ces études préliminaires devraient être complétées par une étude à l'amélioration en utilisant une résine naturelle au bénéfice de caractéristiques écologiques pouvant apporter des améliorations mécaniques significatives des performances mécaniques et environnementales des matériaux

HAMI BRAHIME .2018 [15]

L'objectif principal de leur travail est élaboration et caractérisation physico-mécanique d'une structure sandwich multicouches. Trois types de structures sandwiches ont été réalisés (S20, S10 et S5). Elles sont composées de couches en matériaux composites stratifiées à base d'une résine époxy renforcée par des fibres de verre de type tissée et mat ; entre lesquelles se trouvent des plaques de liège aggloméré empilées alternativement avec les couches stratifiées. L'élaboration de la structure sandwich se fait par la méthode dit moulage au contact.

Les structures sandwiches des trois séries (S5, S10 et S20) présentent le même mode de rupture lors des essais de traction perpendiculaire : la rupture des éprouvettes se produit la plupart du temps au niveau du matériau de l'âme de la structure sandwich (liège aggloméré). Par la suite, la fissure se propage rapidement d'une façon perpendiculaire à la force du chargement.

D'après les résultats des essais de flexion trois et quatre points, on a constaté que les trois structures sandwiches testées présentent un comportement linéaire élastique depuis le début de chargement. Mais il existe une légère déformation plastique pour des déplacements plus élevés. En fait, la dégradation affectant les structures sandwiches commence par une petite fissure de cisaillement, qui se propage depuis la zone chargée suivant la direction du plan médian vers les bouts de l'échantillon.

Les résultats de cette étude, nous ont permis de valoriser une variété de liège aggloméré blanc produit en Algérie, dans le but de l'utiliser dans la construction, comme des murs de cloison et dans le domaine du transport pour leur bonne isolation thermique.

CHAPITRE III

CARACTERISATION MECANIQUE DES SANDWICH

III.1. Introduction

Les matériaux composites présentent des propriétés mécaniques spécifiques à leur emploi, avec des masses volumiques faibles. En raison de leur faible densité, résistance et rigidité importantes et de leur excellente durabilité, les matériaux composites ont trouvé un domaine d'utilisation très large. [3]

Dans ce chapitre, Nous nous intéressons à l'étude de leur comportement mécanique en statique.

III.2. Essais de caractérisation

III.2.1. Essais de flexions Selon ISO 14125

III.2.1.1. Essai de flexion trois points

L'essai 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).

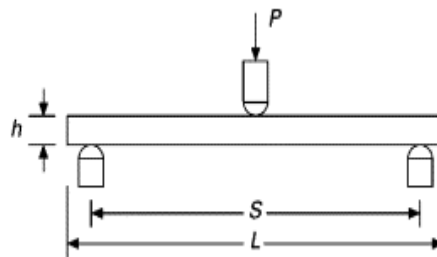


Figure 17.:Essai de flexion 03 points

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

III.2.1.2. Essai de flexion quatre points selon NF T54-606 Norme

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 à cause 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. Ceux-ci sont fonctions de la longueur de l'éprouvette :

- Eprouvette courte : cisaillement de l'âme.
- Eprouvette longue : rupture statique des peaux. [6].

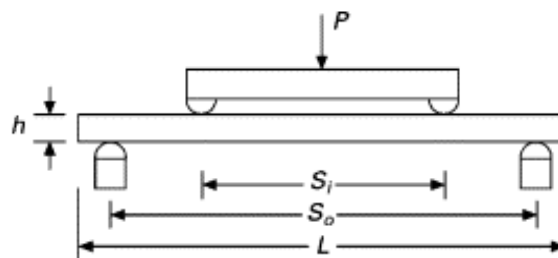


Figure 18.: Essai de flexion 03 points

III.2.2. Essai de traction

Un essai de traction est une expérience de physique qui permet de

- déterminer le comportement élastique d'un matériau ;
- mesurer le degré de résistance à la rupture d'un matériau ;

Et ce dans un état de contrainte uni-axiale.

Essais de traction Pour l'identification des propriétés mécaniques (module de Young, rapports de Poisson et les essais de résistance à la rupture).

L'essai de traction donne plusieurs valeurs importantes :

- ❖ le module de Young, E, ou module d'élasticité longitudinale, exprimé en méga-pascals (MPa) ou en giga-pascals (GPa) ;

$$\sigma = E \cdot \varepsilon$$

Où :

- σ est la contrainte (en unité de pression) ;
- E est le module de Young (en unité de pression) ;
- ε est l'allongement relatif, ou déformation (adimensionnel).
- ❖ la limite d'élasticité (lorsqu'elle existe), R_e , σ_e , σ_y ou f_y (*yield stress*), qui sert à caractériser un domaine conventionnel de réversibilité ;
- ❖ la résistance à la traction R_m , σ_m ou f_u (limite ultime), qui définit la limite à la rupture ;
- ❖ l'allongement à la rupture A, qui mesure la capacité d'un matériau à s'allonger sous charge avant sa rupture, propriété intéressante dans certaines applications ;

$$A\% = 100 \cdot (L_u - L_0) / L_0$$

Avec :

- L_u la longueur ultime, longueur de la barre juste avant la rupture. La notation L_f longueur finale est aussi utilisée ;
- L_0 la longueur initiale, longueur de la barre avant le début de l'essai de traction.
- L_u et L_0 doivent être exprimées dans la même unité, en général le millimètre.
- ❖ le coefficient de Poisson ν , qui correspond à la proportion entre la déformation transversale (diminution de section) et l'allongement de la pièce dans le domaine élastique.

III.2.3. Essai de cisaillement selon NF T 54-605

Un test de cisaillement est conçu pour appliquer une contrainte à un échantillon de test de manière à ce qu'il subisse une rupture par glissement dans un plan parallèle aux forces appliquées. En règle générale, les forces de cisaillement entraînent le déplacement d'une surface d'un matériau dans un sens et le déplacement de l'autre surface dans le sens opposé, de sorte que le matériau est contraint dans un mouvement de glissement. Les tests de cisaillement diffèrent des tests de traction et de compression en ce que les forces appliquées sont parallèles aux

deux surfaces de contact, tandis qu'en traction et en compression, elles sont perpendiculaires aux surfaces de contact.

L'utilisation la plus courante d'un test de cisaillement consiste à déterminer la résistance au cisaillement, qui est la contrainte de cisaillement maximale que le matériau peut supporter avant qu'une défaillance ne se produise. C'est une caractéristique de conception très importante pour de nombreux types de fixations telles que les boulons et les vis. Par exemple, lorsqu'un boulon est utilisé pour fixer deux plaques ensemble, il subira des forces de cisaillement si les plaques elles-mêmes subissent des forces parallèles à leur plan qui tentent de les séparer. Si la petite attache échoue en cisaillement, il peut en résulter une série de défaillances pouvant entraîner la destruction totale d'une structure beaucoup plus grande.

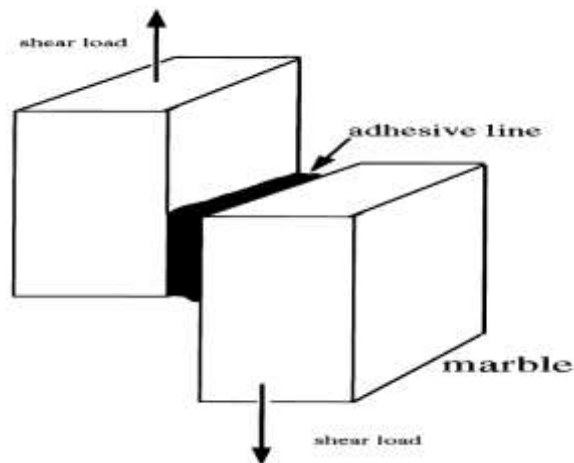


Figure 19:Essai de cisaillement.

III.3. Caractérisation des sandwichs

III.3.1. Caractérisation des sandwichs en flexion

Pour les sandwichs les éprouvettes sont toutes identiques pour tous les essais citer précédemment. Dessemelles suivant la norme NFT54-606

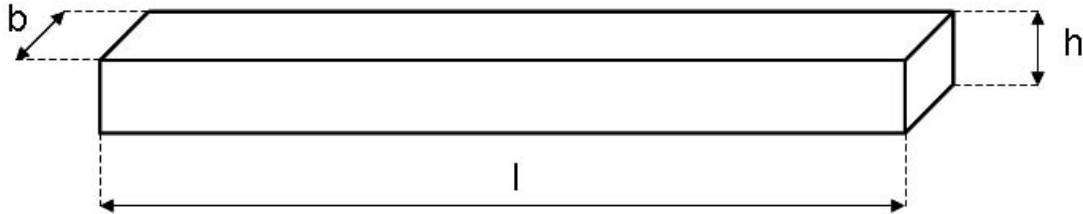


Figure 20: Dimensions des éprouvettes de flexion

l (mm)	b (mm)	h (mm)
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2

b = Largeur de l'éprouvette

h = épaisseur de l'éprouvette

l = Longueur de l'éprouvette

III.3.1.1. Calcul de la contrainte normale en flexion δ

Si l'on obtient une rupture des semelles en traction ou en compression, on calcule la résistance des semelles par les formules suivantes

a. Cas de l'essai de flexion en trois points

$$\delta = \frac{p_1 d_1}{2 e_s (h + e_a) b} \quad (\text{Mpa}) \quad (1)$$

P_1 : la charge à la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en trois points

D_1 : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en trois points

e_s : l'épaisseur des semelles, exprimée en millimètres

h : épaisseur total de la structure sandwich, exprimée en millimètre

e_a : épaisseur de l'âme, exprimée en millimètre

b : la largeur de l'éprouvettes, exprimée en millimètre

b. Cas de l'essai de flexion en quatre points

$$\delta = \frac{p_2 d_2}{4 e_s (h + e_a) b} \quad (\text{MPa}) \quad (2)$$

p_2 : la charge a la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en quatre points

d_2 : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en quatre points

III.3.1.2. Calcul de la rigidité en flexion (D)

a. Cas de l'essai de flexion 3 points :

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

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

d_1 : la distance entre appuis (encore appelée portée), exprimée en millimètre

p_1 : la charge concentrée, exprimée en newtons, égal à la moitié de la charge de rupture.

w_1 : le déplacement mesuré à mi- portée sous la charge p_1 . Elle est mesurée en millimètre.

D : la rigidité en flexion de la structure sandwich, exprimée en newtons. Millimètre carrés.

N : la rigidité en cisaillement de la structure sandwich, exprimée en newtons.

b. Cas de l'essai de flexion 4 points

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

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

D_2 : la distance entre appuis (portée), exprimée en millimètre

P_2 : 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_2 est choisie égale à la moitié de la charge de rupture.

W_2 : le déplacement mesuré à mi-portée sous la charge totale P_2 . Elle est exprimée en millimètres.

D et N 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 :

$$D = \frac{p_1 \cdot d_1^3 \cdot \left[1 - \left(\frac{11 \cdot d_2^2}{8 \cdot d_1^2}\right)\right]}{48 \cdot w_1 \cdot \left[1 - \frac{(2 \cdot p_1 \cdot d_1 \cdot w_2)}{p_2 \cdot d_2 \cdot w_1}\right]}$$

$$D = \frac{p_1 \cdot d_1^3 \cdot \left[1 - \left(\frac{11 \cdot d_2^2}{8 \cdot d_1^2}\right)\right]}{48 \cdot w_1 \cdot \left[1 - \frac{2 \cdot p_1 \cdot d_1 \cdot w_2}{p_2 \cdot d_2 \cdot w_1}\right]}$$

(En newtons. Millimètre carré)

III.3.2. Caractérisation des sandwichs en cisaillement

a. Rigidité en cisaillement de la structure sandwich

$$N = \frac{p_1 \cdot d_1 \cdot \left[\left(\frac{8 \cdot d_1^2}{11 \cdot d_2^2}\right) - 1\right]}{4 \cdot w_1 \cdot \left[\left(\frac{16 \cdot p_1 \cdot d_1^3 \cdot w_2}{11 \cdot p_2 \cdot d_2^3 \cdot w_1}\right) - 1\right]}$$

(En newtons)

Or le module de Coulomb de l'âme G_a est lié à N par la relation

$$G_a = N \cdot \frac{4 \cdot e_a}{(h + e_a)^2 \cdot b} \quad (\text{En newtons par millimètre carré})$$

D'où l'expression complète du module de coulomb de l'âme :

$$G_a = \frac{p_1 \cdot d_1 \cdot e_a \cdot \left[\left(\frac{8 \cdot d_1^2}{11 \cdot d_2^2} \right) - 1 \right]}{w_1 \cdot b \cdot (h + e_a)^2 \cdot \left[\left(\frac{16 \cdot p_1 \cdot d_1^3 \cdot w_2}{11 \cdot p_2 \cdot d_2^3 \cdot w_1} \right) - 1 \right]} \text{(En newtons par millimètre carré)}$$

CHAPITRE IV
PARTIE EXPERIMENTALE

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre, on s'intéresse principalement à la présentation des différents matériaux utilisés dans le cadre de cette étude.

Premièrement, nous avons présenté les matériaux constituent les peaux de la structure sandwich, à savoir la résine époxy, fibres de verre et les fibres de carbone, par la suite nous avons présenté le matériau de l'âme, qui est le liège aggloméré blanc produit en Algérie et le nid d'abeille, En deuxième lieu, les méthodes d'élaboration des matériaux composites stratifiés et des structures sandwiches ont été présentées.

Finalement, nous entamons l'étude expérimentale des structures sandwiches et de leurs constituants qui 'ont été présentées. Cette partie de l'étude concerne la caractérisation mécanique en statique (flexion 3 et 4points, traction et cisaillement).

IV.2. Les constituants

Parmi les renforts et les résines, on a utilisé ceux qui étaient disponibles au niveau d'Air Algérie et généralement utilisés en aéronautique.

IV.2.1. La matrice

Epocast 50-A1 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est qualifié de BMS 8-201



Figure III. 1.Matrice Epocaste 50-A

Figure 21: Matrice Epocaste 50-A

IV.2.2. Le renfort

Les renforts utilisés pour la réalisation des éprouvettes sont : un **tissu de carbone**, et un **tissu de verre** bidirectionnel, leurs caractéristiques sont mentionnées dans les tableaux ci-dessous.

Tableau IV.1..Caractéristiques du tissu de carbone.

caractéristiques	valeurs
Norme	BMS 9-8
architecture	TAFTAS
géométrie des fibres	rectangulaire
Epaisseur (mm)	0,2
Densité (g/cm ³)	1,8
résistance a la traction (N/mm ²)	330
élongation (%)	1,9
poids spécifique (g/m ²)	193

Tableau IV.2. Caractéristiques du tissu de verre type D

caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
géométrie des fibres	Cylindrique
Epaisseur (mm)	0,1
Resistance a la traction (N/mm ²)	140,29
poids spécifique (g/m ²)	106



Figure 22:Fibre de carbone/verre utilisé pour la conception des éprouvettes

IV.2.3. Les âmes

a. Nid d'abeille

Cette structure est réalisée généralement à partir de matériau en plaques minces (alliage d'aluminium, papier polyamide). Des raies de colle sont disposées en bande régulières sur les plaques qui sont collées entre elles pour former un bloc, ce dernière st coupé en tranches qui seront, transformées à leur tour en planche de 'nid d'abeille'



Figure 23:Âme nid d'abeille

b. Le liège

Le liège est un matériau naturel de structure cellulaire possédant des propriétés très intéressantes, faible densité, grande compressibilité dimensionnelle, bon isolant thermique, acoustique et vibratoire, stabilité chimique et longévité. Les cellules de liège se composent principalement de la subérine et de la lignine (40% et 22% respectivement) et de la cellulose de 9%.



Figure 24:Âme liège

IV.3.Equipement utilisés

Pour la fabrication des éprouvettes, il est nécessaire d'utiliser les éléments suivants :

IV.3.1. La pompe à vide

C'est une pompe pneumatique de marque PIAB, modèle L100. Elle contient deux orifices, l'un est relié par un tuyau au sac qui assure le vide, l'autre est branché à un compresseur. Quelques caractéristiques de la pompe à vide PIAB sont présentées dans le tableau ci-dessous.



Figure 25:Pompe à vide

Tableau IV.3. Caractéristique de la pompe à vide

CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES														
Description	Unité	Valeur												
Pression d'alimentation maxi	MPa	0.7												
Niveau sonore	dBA	60-65												
Plage de température	°C	-20-80												
Masse	g	530-620												
Matériaux		Al, PPS, SS, NBR												

DÉBIT D'AIR ASPIRÉ														
Pression d'alimentation MPa	Consommation d'air NI/s	Débit d'air aspiré en (NI/s) à différents niveaux de vide (-kPa)												Vide m -kPa
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	95	99	
0.60	2.6	2.8	2.1	1.5	0.90	0.40	0.30	0.20	0.14	0.10	0.095	0.019	0.005	99.8

TEMPS D'ÉVACUATION														
Pression d'alimentation MPa	Consommation d'air NI/s	Temps d'évacuation (s/l) pour atteindre différents niveaux de vide (-kPa)												Vide m -kPa
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	95	99	99.5	
0.60	2.6	0.032	0.075	0.15	0.32	0.64	1.1	1.7	2.6	3.9	5.5	9.8	12.0	99.8

IV.3 .2. Le perforer

Comme son nom l'indique ; c'est un tissu qui contient de minuscules perforations qui ont pour rôle de laisser passer à travers ce nylon le surplus de résine contenu dans l'éprouvette.

IV.3 .3. Tissu d'arrachage

Le tissu d'arrachage présente plusieurs avantages lors d'une utilisation sous vide. Ce tissu est connu pour l'état de surface qu'il donne à la pièce. Il permet aussi d'éviter le collage de l'éprouvette avec l'ensemble des tissus lors de la séparation.

IV.3 .4. Feutre de drainage

Son rôle est d'absorber la quantité de résine supplémentaire et de la piéger pour qu'il n'y ait pas de débordement, et aussi il assure la bonne répartition de l'aspiration de l'air feutrede drainage

Tableau IV.4. Caractéristiques du feutre de drainage



Figure III. 2.Feutre de drainage

Caractéristiques	Valeurs
Référence	AB 100-60
Matière	Fibres 100% polyester
Couleur	Blanc
Epaisseur (mm ²)	4
poids nominal (g/m ²)	150
Température d'utilisation (°C)	205
Température de fusion (°C)	250

IV.4. Principe de calcul de pourcentages en poids

Pour 100g d'époxyde, on a ajouté 15g de durcisseur. On mélange les deux composants pendant plusieurs minutes afin de s'assurer que ce dernier est complet, homogène et uniforme.

La quantité de résine nécessaire par mètre carré de tissu peut être calculée à partir des normes imposées par le constructeur.

Dans notre cas, nous avons adopté les proportions recommandées par la firme Airbus, qui donne la quantité de résine par rapport à la surface :

- 375 g de résine pour $1m^2$ de tissu ;
- Pour nos éprouvettes on a 08 couches de tissu de $0.1225m^2$ chacune ;
- Donc il faut calculer la quantité de résine Q pour $0.98m^2$ de résine.

$$Q_m = 0.98 \times 375$$

$$Q_m = 367.5g$$

Q représente la quantité de matrices incluant la résine et le durcisseur donc :

$$Q_d = \frac{15 \times 367.5}{100}$$

$$Q_d = 55.125g$$

$$Q_r = 367.5 - 55.125g$$

$$Q_r = 312.375g$$

Avec :

Q_m : Quantité de la matrice (résine + durcisseur) (g)

Q_d : Quantité de durcisseur (g)

Q_r : Quantité de résine à utiliser (g)

Les normes indiquent qu'il faut rajouter 20% du mélange, pour compenser la résine qui adhère aux parois du récipient ce qui donne une quantité totale de matrices estimée à ≈ 441

IV.5. Procédure de fabrication

La technologie de fabrication des stratifiés qu'on a déduit à partir des différentes observations et analyses constatées au cours de l'élaboration de nos propres éprouvettes est présentée comme suite :

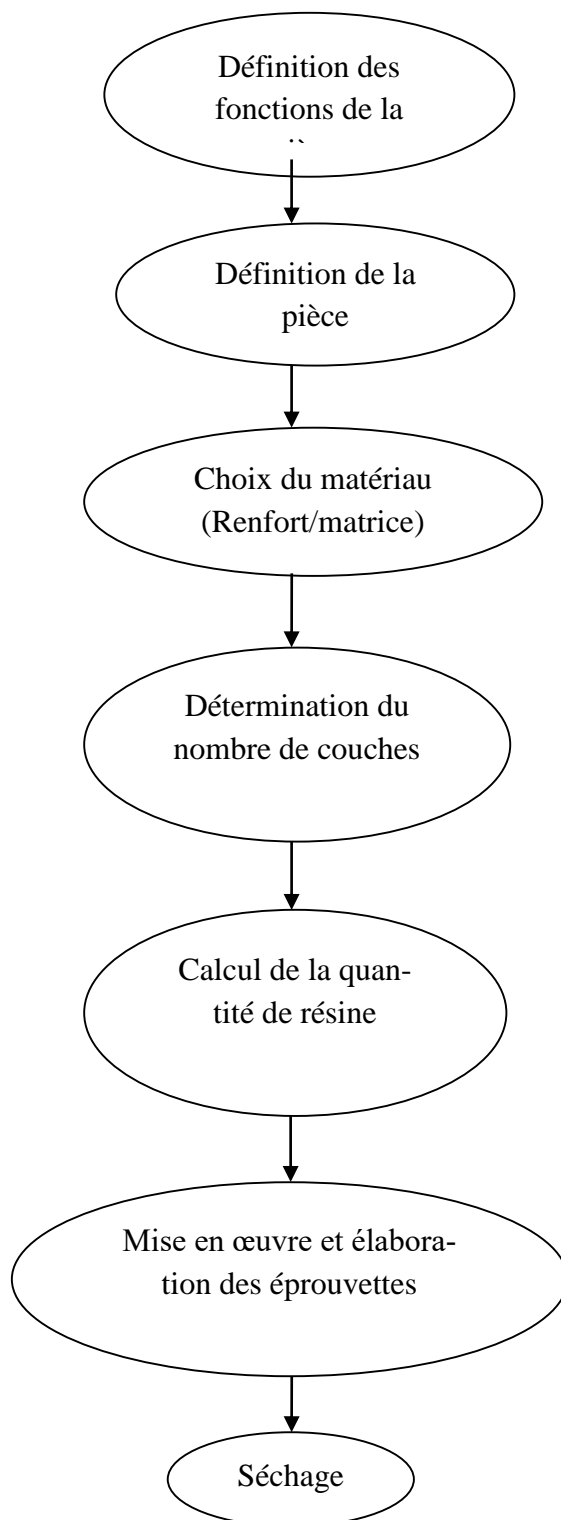


Figure 26: Organigramme pour la technologie de fabrications des stratifiés

La surface de travail

La réalisation des matériaux nécessite une surface de travail plane, dans notre cas il s'agit d'une table de travail en sandwich nid d'abeille fibre de carbone



Figure 27:Table de travail

a) Réalisation des plaques stratifiés carbone/époxy, verre/époxy)

C'est le même procédé de fabrication qui est le moulage sous vide pour la réalisation des stratifiés le seul changement se situe au niveau de l'étape 4 en explique comment on a élaboré les stratifiés d'une façon courte dans les étapes suivantes :

- Découper la surface nécessaire du tissu avec les différentes orientations;
- Étaler notre résine mélangée avec le durcisseur sur le film de mise sous vide ;
- Poser le tissu sur le nylon, puis faire couler la quantité de résine nécessaire sur le tissu et la répartir à l'aide d'un rouleau sur toute la surface pour ne pas laisser de zone sèche;
- Poser le tissu perforer puis d'arrachage et en fin le feutre de drainage sur le stratifié.



Figure 28:Tissu de carbone et de verre découpé.



Figure 29:Résine étalée sur le nylon.



Figure 30:Résine coulée sur le tissu à l'aide d'un rouleau.



Figure 31: Stratifié recouvert avec du tissu perforé, d'arrachage et du feutre de drainage.

Après avoir fermé hermétiquement le stratifié, ce dernier est relié à une pompe à vide afin d'aspirer l'air emmagasiné, Nos pièces sont laissées en leurs états pendant trois jours selon les normes de séchage données par les fabricants de la résine.



Figure 32: Stratifié branché avec une pompe à vide.

b) Réalisation des éprouvettes sandwiches

L'élaboration du stratifié consiste à mettre un composite carbone/âme/époxy sous forme de plaque constitué de 16 couches en tissu taffetas de verre ou de carbone et une âme en liège et une en nid d'abeille. Cette opération s'effectue en plusieurs étapes

Etape 1

On pose un film de mise sous vide qui est un nylon vert spécial pochète (résistant à une température de 205°C) sur la plaque plane et on le fixe à l'aide d'un ruban adhésif pour ne

pas qu'il se dérobe lors du travail. L'intérêt de ce film est de recouvrir l'ensemble du dispositif de travail pour la préparation de la plaque afin d'en extraire l'air à la fin.

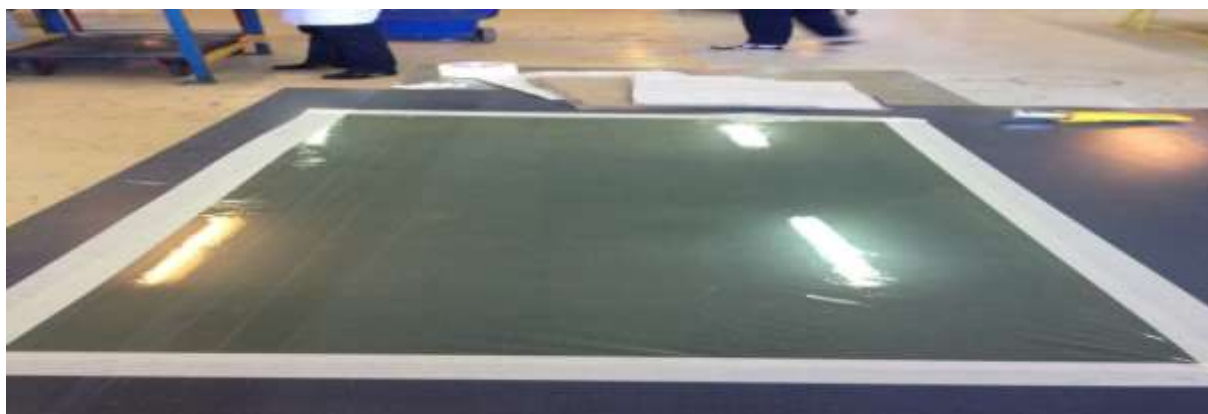


Figure 33: Pose et fixation du film de mise sous vide

Etape 2

On dépose sur le plan de travail des feuilles en fibres de carbone qu'on découpe ensuite en panneaux avec des dimensions supérieures à celles souhaitées, ceci afin de pouvoir à la fin découper les chutes tout le long des bords de la plaque et obtenir une plaque fini selon les dimensions exigées. Dans nôtres cas c'est une plaque de (35 x35) cm



Figure 34: Pose des feuilles de tissu en carbone

Etape 3

Un bon étalement de la résine sur le tissu en fibres de carbone est nécessaire pour que ces dernières soient imprégnées d'une façon homogène sur toute la surface du tissu de carbone,

ensuite on procède à l'empilement des 8 couches une par une, pour obtenir à la fin une plaque de 2 mm d'épaisseur.



Figure 35: Dépôt de la résine sur le tissu de carbone

Etape 4

Après avoir empilé les huit 8 couches du tissu de carbone ou du verre, on dépose dessus l'âme du sandwich dans notre cas c'est soit une âme en nid d'abeille ou bien une âme en liège de 35 par 35 cm de dimensions

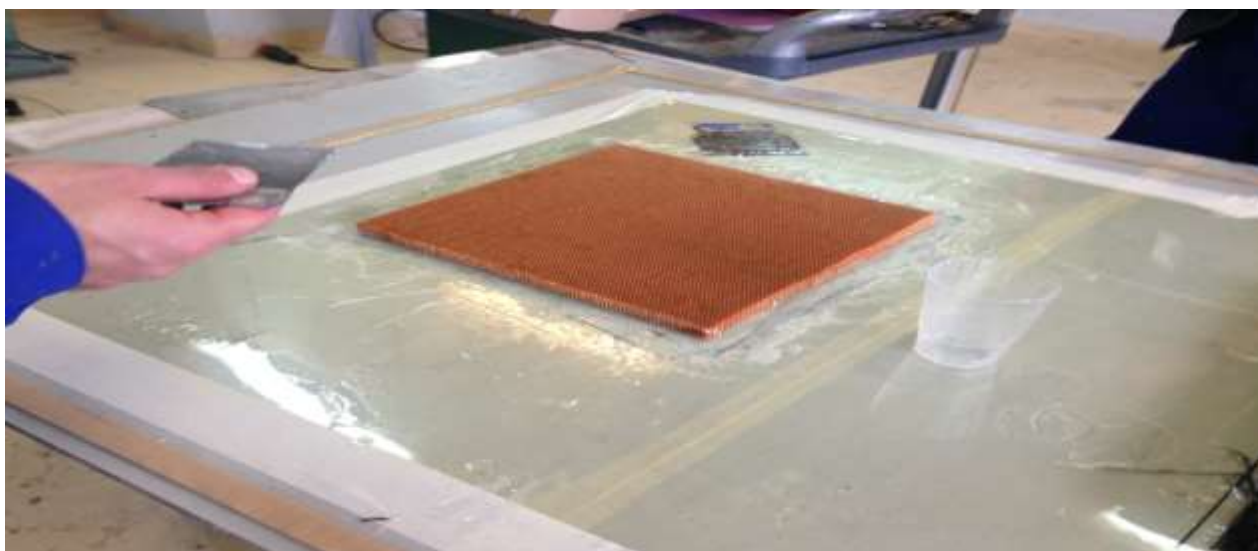


Figure 36: Dépôt de l'âme en nid d'abeille sur le tissu de verre

Etape 5

Après avoir déposé l'âme quel soit en nid d'abeille ou en liège en continue à déposer les 8 autres couche du tissu une par une est en déverse la résine et on étale, l'opération continue ainsi jusqu'a la fin des 8 couche



Figure 37: Dépôt du tissu sur l'âme



Figure 38: Etalement de la résine

Etape 6

Après avoir empilé les huit 8 couches du tissu de carbone ou de verre sur l'âme, on dépose dessus un film séparateur perforé. Comme son nom l'indique, le film séparateur perforé contient une multitude de petits trous répartis uniformément sur toute sa surface par les quelles l'excès de résine s'échappe lors de la mise sous vide.

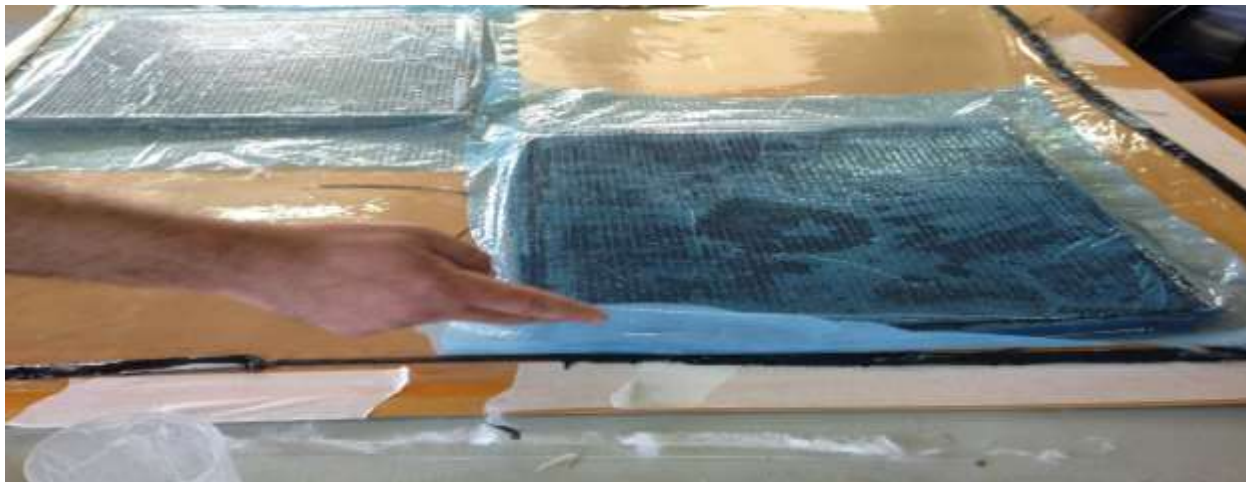


Figure 39: Dépôt du film séparateur perforé

Etape 7

Après le dépôt du film séparateur perforé on pose dessus un tissu appelé tissu d'arrachage qui facilite l'arrachage de la plaque une fois terminer



Figure 40: Dépôt du tissu d'arrachage

Etape 8

Le feutre de drainage appelé aussi tissu de pompage, est une sorte de couverture pliée en plusieurs fois permettant d'obtenir un tissu épais capable d'absorber le sur plus de résine

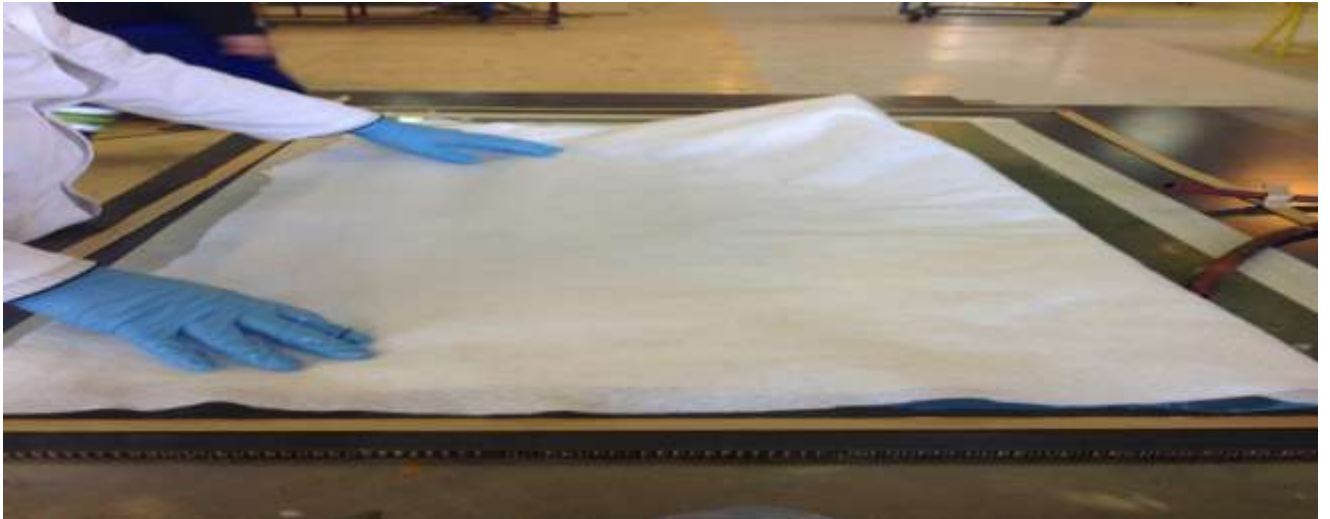


Figure 41: Dépôt du feutre de drainage

Etape 9

L'ensemble est ensuite couvert par un sac à vide. Un tuyau de pompage est mis entre le sac à vide et le tissu de pompage, sur le côté de la plaque de manière à ne pas déformer la surface de la plaque à la fin du travail.



Figure 42: Appareil de pompage

Etape 10

Cette étape consiste à fermer hermétiquement le sac à vidé avec un mastic d'étanchéité sous forme d'un ruban adhésif souple et pâteux. Après avoir placé le joint on s'assure de sa bonne étanchéité avec le sac à vide

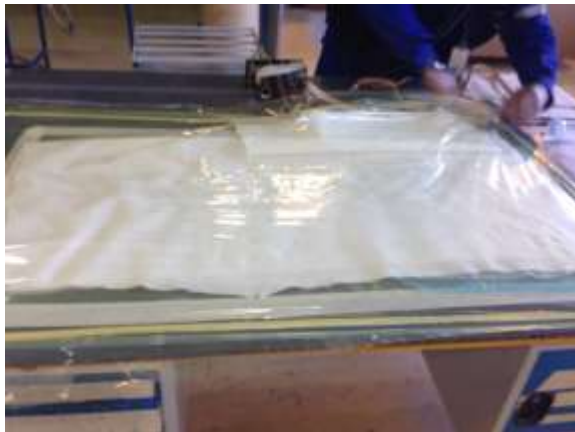


Figure 43: Fermeture hermétique du sac à vide



Figure 44: Dépôt du ruban adhésif

Etape 11

L'opération de mise sous vide est lancée, elle consiste à pomper l'air et récupérer le surplus de résine qui va atterrir dans le tissu de pompage

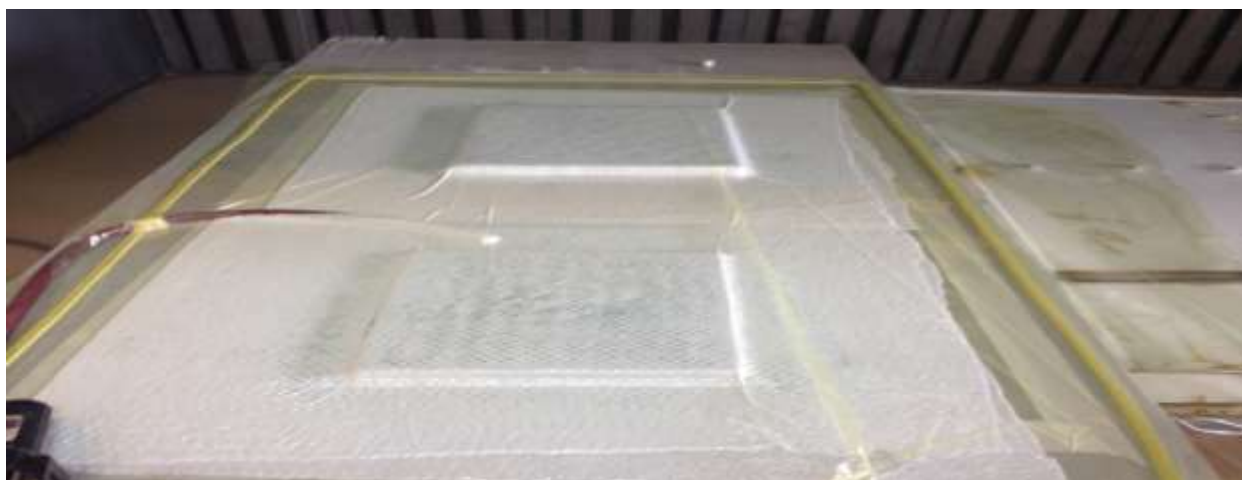


Figure 45: Début du processus de pompage

Étape 12

Afin que la résine polymérise d'une façon uniforme sur toute la surface de la plaque en composite, un appareil de chauffage est utilisé. C'est un pistolet Électroniques de contrôle d'air-chaud, de marque (STEINEL HG 3002 LCD), peut atteindre une température de 590° C et possède un écran LCD pour l'affichage de la température. Le débit d'air variable en continu de 11 à 28 (m³/h). Ce dernier est équipé d'une boîte de direction permettant de diriger le flux de chaleur issu de l'appareil.

Le besoin de cet appareil est simple, car à basse température, l'activité chimique n'est pas suffisante pour faire réagir la totalité du durcisseur, dont les molécules non réagies s'agrègent. La formation d'agrégats est déplacée en balayant progressivement toute la surface de la plaque lors de la mise sous vide.

L'utilisation de cet appareil s'avère nécessaire, car à basse température, l'activité chimique est insuffisante pour faire réagir la totalité du durcisseur, d'où la formation d'agrégats empêchant la création de chaînes pendantes.

En revanche, un apport énergétique sous forme de chaleur facilite la réaction de toute la quantité du durcisseur contenu dans la résine.

La qualité du réseau formé va fortement influencer les propriétés mécaniques de l'adhésif. La formation de clusters de durcisseur implique une fragilisation du réseau. Par exemple, le module d'Young augmente, la contrainte et la déformation à la rupture en traction diminuent.



Figure 46: Système d'échauffement

Etape 13

Après polymérisation, on procède au démoulage suivi de la découpe des bords de la plaque selon les dimensions souhaitées, à savoir (35x35) cm.

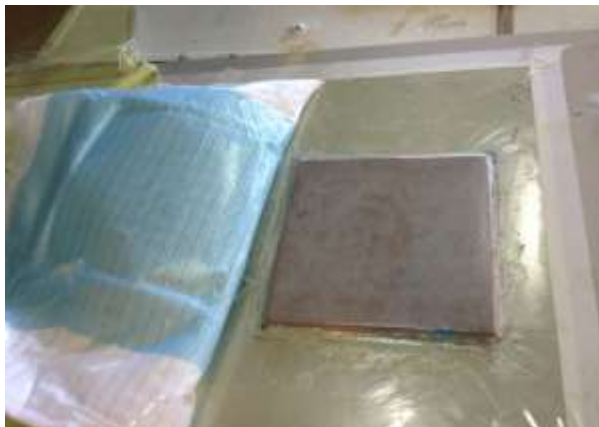


Figure 47: Démoulage de la plaque



Figure 48: La plaque finie

Un contrôle préliminaire à l'œil nu de la qualité du produit obtenue est effectué, permettant d'évaluer d'une manière grossière la porosité.



Figure 49: Plaque finale obtenue

IV.6. Eprouvtes et essais de caractérisation

IV.6.1. Essai de Traction pour la Résine pure

La caractérisation en traction de la résine époxy est effectuée sur des éprouvettes en forme d'haltère conformément à la norme NF EN ISO 527-2. Ces éprouvettes sont réalisées par moulage en utilisant un moule en aluminium recouvert d'une fine couche de papier cellophane afin que la résine ne colle pas à la surface du moule après polymérisation. Ensuite nous avons nettoyé cette fine couche avec de l'acétone pour dégraisser sa surface puis usiné à la main pour obtenir les côtes définitives

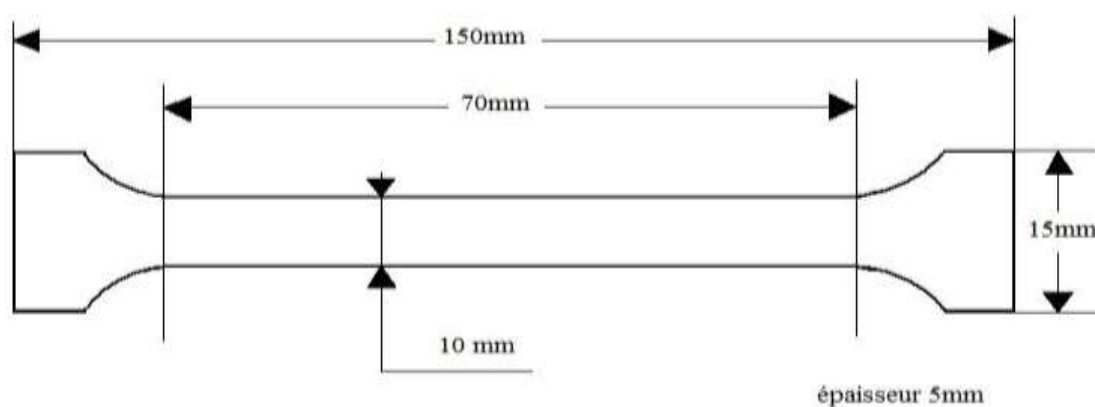


Figure 50: Démentions des éprouvettes de traction matrice



Figure 51:Éprouvette réel en résine



Figure 52:Moules des éprouvettes de résine

Les essais mécaniques sont effectués sur une machine universelle de type Zwick/Rolle muni d'un capteur de force de 10 kN et d'un extensomètre. Cette machine est pilotée par ordinateur avec un logiciel testexpert 12.0



Figure III. 3.Montage d'essai traction (matrice)

IV.6.2. Stratifié

IV.6.2.1. Essai de flexion pour stratifiés

Les essais de flexion trois points sont effectués sur des stratifiés carbone /verre/époxy de dimensions 54x180x2.2mm.

La contrainte de rupture en flexion trois points est donnée par l'équation (1), avec Fmax la force maximale de rupture (N), L la distance entre appuis (mm), b et h sont respectivement la largeur et l'épaisseur de l'éprouvette.

$$\sigma_{max} = (3 F_{max} \times L) / 2 (bh^2) \dots (1)$$

Pour chaque direction (chaîne et trame) trois échantillons sont testés. Le module de flexion est donné par l'équation (2), avec λ la flèche maximale.

$$E = (FL^3) / (4bh^3\lambda) \dots(2)$$

Les éprouvettes de l'essai de flexion sont aux normes définies dans la figure suivante :

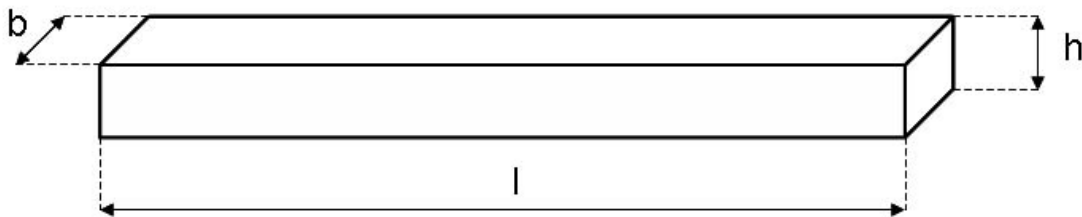


Figure 53:Dimensions des éprouvettes de flexion

b = Largeur de l'éprouvette

h = épaisseur de l'éprou-

l (mm)	b (mm)	h (mm)
> 80	10 ± 0.5	2±0.5
> 80	10 ± 0.5	2±0.5
> 80	10 ± 0.5	2±0.5
> 80	10 ± 0.5	2±0.5

vette

l=Longueur de l'éprouvette



Figure 54: Résine époxyde fibre de carbone



Figure 55: Résine époxyde fibre de verre

IV.6.2.2. Essai de traction pour stratifiés

Les éprouvettes sont préparées suivant la norme *ASTMD3039*. Les éprouvettes sous forme sont découpées à partir de la plaque élaborée selon les dimensions recommandées par la norme citée. Les échantillons sont munis de talons en aluminium, ce qui permet d'éviter l'effet des glissements entre les mors de serrage et l'éprouvette, qui bien souvent sont responsables de perturbations importantes dans les mesures effectuées, surtout dans le cas de petite déformation. Les éprouvettes sont soumises à un effort de traction F exercé à une vitesse constante dans un sens longitudinal jusqu'à la rupture éventuelle (Figure 59). La vitesse de déplacement des mors est de l'ordre de 2mm/mn.

Les essais de traction sont effectués à température ambiante sur une machine universelle de type Zwick 250 au niveau de l'unité de recherche UR-MPE, dotée d'un capteur de force de capacité 250 kN et d'un extensomètre (Fig59.). Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide du logiciel TextXpert 9.0

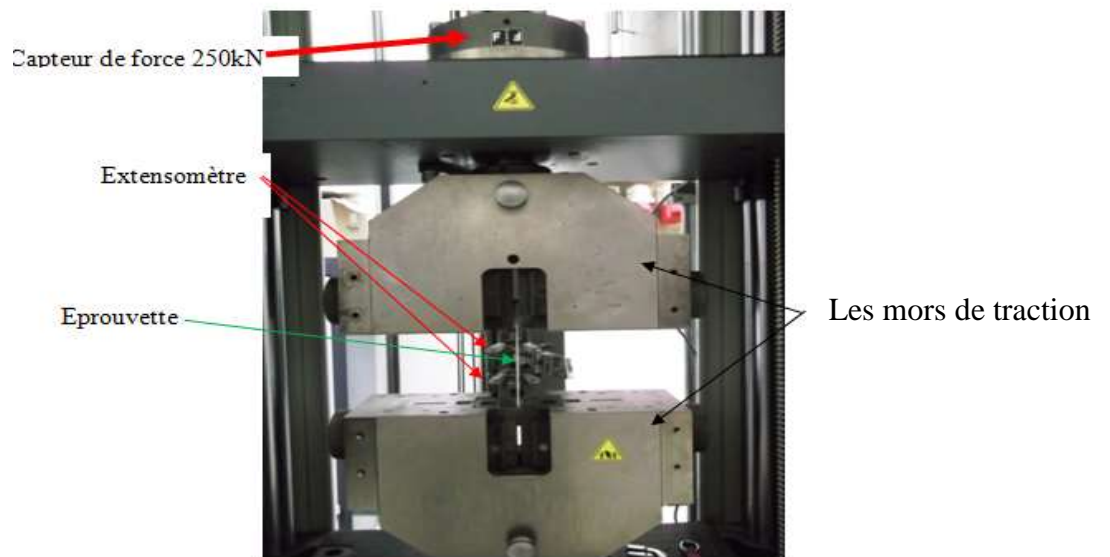


Figure 56: Banc d'essai de traction.

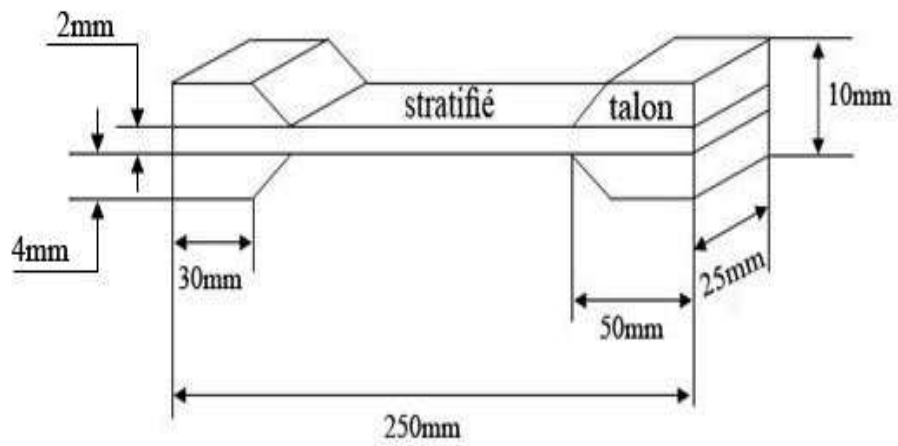


Figure 57: Dimensions des éprouvettes de traction

IV.6.3. Eprouvettes des sandwichs

Les épreuves en sandwichs sont identiques pour tous les essais de semelles suivant la norme NFT54-606 comme l'indique dans les figures suivantes :



Figure 58: Fibre de carbone et nid d'abeille



Figure 59: Fibre de verre et nid d'abeille



Figure 60: Fibre de verre et liège



Figure 61: Fibre de carbone et liège

IV.6.3.1. Essai de flexion

C'est une méthode indirecte de mesure des propriétés de l'âme par flexion du sandwich ce qui permet d'obtenir une bonne évaluation du module de cisaillement de l'âme. L'essai de flexion trois points est le plus utilisé pour déterminer la rigidité et la résistance en flexion des matériaux composites en général et des matériaux sandwichs nid d'abeille en particulier.

En ce qui concerne nos travaux on a fait des essais de flexion trois points mais aussi des essais de flexion quatre points.

Les essais de flexion 3 et 4 points sont effectués sur une machine universelle de type **zwick/roell / Z010** équipée d'un capteur de 10 kN. La vitesse d'avance est de 2 mm/mn. L'acquisition des données est réalisée à l'aide d'un logiciel qui enregistre le déplacement en

fonction de la force. Les (figure65 et 66) représente les essais de flexion 3 et 4 points.

Les résultats obtenus sont exploités pour calculer les paramètres mécaniques des sandwichs suivant la norme NF T 54-606, cette norme permet, à partir de résultats obtenus d'essais mécaniques flexion trois et quatre points sur des sandwichs, de définir le module de rigidité en flexion D , le module de cisaillement en flexion N et le module de cisaillement de l'âme G_a . Pour que les résultats obtenus soient fiables, les essais doivent se faire avec rupture des semelles. Nous avons des ruptures de semelles dans tous les essais effectués que ce soit pour les essais en flexion 3 ou 4 point

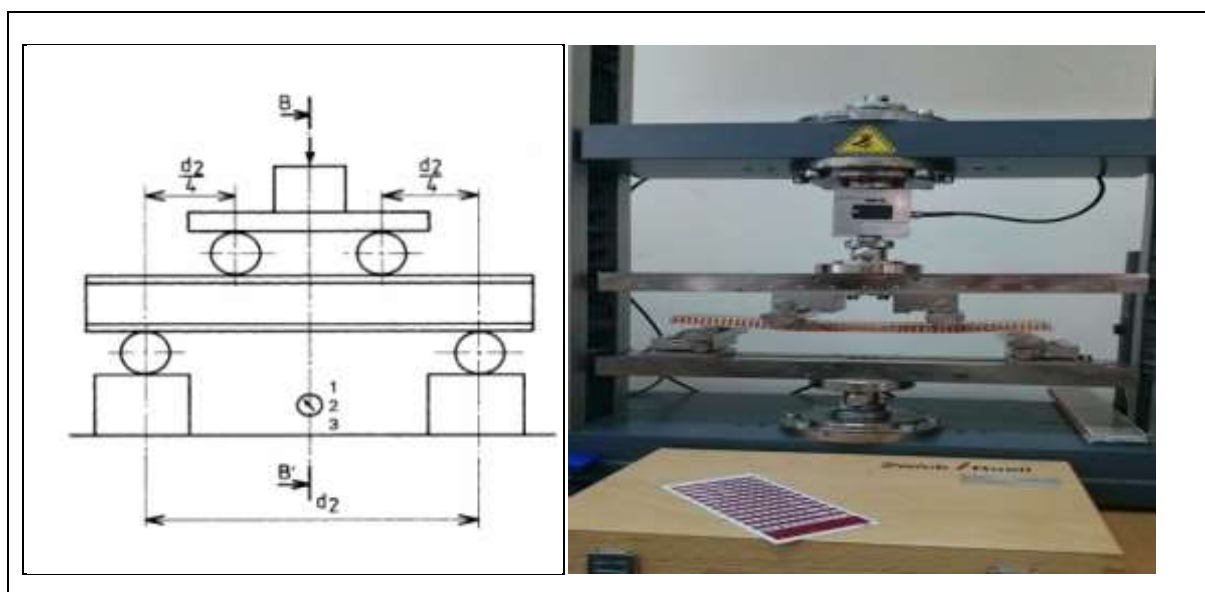


Figure 62:Machine universelle Zwick/Rolle ZO10 (essai de flexion 4 points).

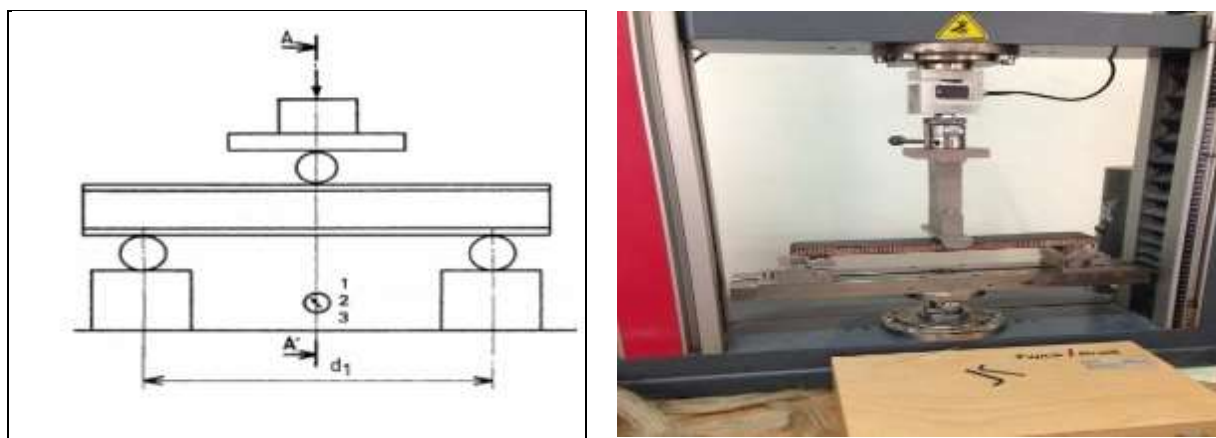


Figure 63:Machine universelle Zwick/Rolle ZO10 (essai de flexion 3 points)

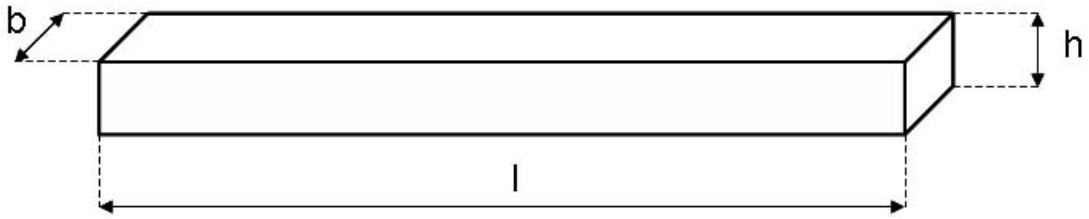


Figure 64: Démentions des éprouvettes de flexion

b = Largeur de l'éprouvette

h = épaisseur de l'éprou-

vette

l = Longueur de l'éprouvette

l (mm)	b (mm)	h (mm)
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2
> 250	40 ± 2	16±2

i. Calcule de la contrainte normale en flexion δ

Si l'on obtient une rupture des semelles en traction ou en compression, on calcule la résistance des semelles par les formules suivantes

a. Cas de l'essai de flexion en trois points

$$\delta = \frac{p_1 d_1}{2 e_s (h + e_a) b} \text{ (Mpa)} \quad (3)$$

P_1 : la charge à la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en trois points

D_1 : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en trois points

e_s : l'épaisseur des semelles, exprimée en millimètres

h : épaisseur total de la structure sandwich, exprimée en millimètre

e_a : épaisseur de l'âme, exprimée en millimètre

b : la largeur de l'éprouvettes, exprimée en millimètre

b. Cas de l'essai de flexion en quatre points

$$\delta = \frac{p_2 d_2}{4 e_s (h + e_a) b} (\text{MPa}) \quad (4)$$

p_2 : la charge a la rupture des semelles, exprimée en newtons, pour l'essai de flexion en quatre points

d_2 : la distance entre appuis, exprimée en millimètres, pour l'essai de flexion en quatre points

ii. Calcule de la rigidité en flexion (D) et de la rigidité en cisaillement (N)

a. Cas de l'essai de flexion 3 points

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

$$\frac{W_1}{P_1} = \frac{d_1^3}{48D} + \frac{d_1}{4N} \quad (5)$$

d_1 : la distance entre appuis (encore appelée portée), exprimée en millimètre

p_1 : la charge concentrée, exprimée en newtons, égal à la moitié de la charge de rupture.

w_1 : le déplacement mesuré à mi-portée sous la charge p_1 . Elle est mesurée en millimètre.

D : la rigidité en flexion de la structure sandwich, exprimée en newtons. Millimètre carrés.

N : la rigidité en cisaillement de la structure sandwich, exprimée en newtons.

b. Cas de l'essai de flexion 4 points

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

$$\frac{W_2}{P_2} = \frac{11 \cdot d_2^3}{768 D} + \frac{d_2}{8 N} \quad (6)$$

D_2 : la distance entre appuis (portée), exprimée en millimètre

P_2 : 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_2 est choisie égale à la moitié de la charge de rupture.

W_2 : le déplacement mesuré à mi-portée sous la charge totale P_2 . Elle est exprimée en millimètres.

D et Non la même signification qu'au pare avant.

Les formules 5 et 6 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 :

$$D = \frac{p_1 \cdot d_1^3 \cdot \left[1 - \left(\frac{11 d_2^2}{8 d_1^2} \right) \right]}{48 \cdot w_1 \cdot \left[1 - \frac{2 \cdot p_1 d_1 \cdot w_2}{p_2 \cdot d_2 w_1} \right]} \quad (\text{En newtons. Millimètre carré}) \quad (6)$$

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

$$N = \frac{p_1 d_1 \left[\left(\frac{8 d_1^2}{11 d_2^2} \right) - 1 \right]}{4 \cdot w_1 \cdot \left[\left(\frac{16 \cdot p_1 d_1^3 \cdot w_2}{11 \cdot p_2 \cdot d_2^3 \cdot w_1} \right) - 1 \right]} \quad (\text{En newtons}) \quad (7)$$

Or le module de Coulomb de l'âme G_a est lié à N par la relation :

$$G_a = N \cdot \frac{4 \cdot e_a}{(h + e_a)^2 \cdot b} \quad (\text{En newtons par millimètre carré})$$

D'où l'expression complète du module de coulomb de l'âme (8)

$$G_a = \frac{p_1 \cdot d_1 \cdot e_a \cdot \left[\left(\frac{8 d_1^2}{11 d_2^2} \right) - 1 \right]}{w_1 \cdot b \cdot (h + e_a)^2 \cdot \left[\left(\frac{16 \cdot p_1 d_1^3 \cdot w_2}{11 \cdot p_2 \cdot d_2^3 \cdot w_1} \right) - 1 \right]} \quad (\text{En newtons par millimètre carré}) \quad (9)$$

c. Cas de l'essai de cisaillement

Les essais de cisaillement permet de tester l'adhérence des âmes utilisés avec les stratifiés et calculer le module de cisaillement du liège et nid d'abeille avec résine, la méthode normalisée est issue sous le nome NF EN12090

Les modules de cisaillement suivant la méthode NF T 54-606 est déjà calculé, Le calcul du module de cisaillement du liège avec résine peut être calculé par la norme NF EN12090.

Cette norme européenne spécifie l'équipement et les procédures nécessaires à la détermination du comportement en cisaillement des produits isolants thermiques employés dans les applications du bâtiment. L'essai consiste à soumettre une éprouvette d'essai à un effort de cisaillement transmis par l'intermédiaire de supports collés sur l'éprouvette d'essai, puis d'établir la courbe force-déplacement correspondante.

$$G = (d \times \tan a)/A \quad (10)$$

Avec :

G : module de cisaillement (MPa);

d : largeur (mm) de la plaque ;

A : longueur L x largeur b (mm²);

$\tan a$: $\Delta F/ \Delta e$ (différence de force sur différence de déplacement dans la zone élastique)



Figure 65: Montage essai de cisaillement

IV.7. Résultats et discussions

IV.7.1. Caractérisation mécanique des matrices

Les résultats obtenus sont présentés dans la figure ci-après

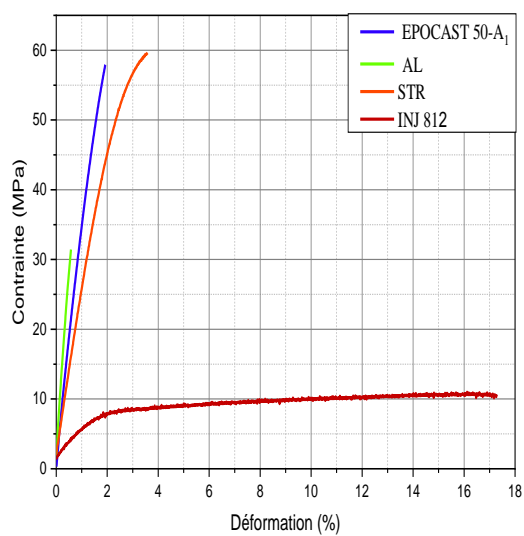


Figure 66: Courbes de traction comparative des matrices STR, AL et INJ812 et EPOCAST 50-A₁

✓ Interprétation des résultats

La figure 69 représente l'évolution de la contrainte de traction entre les types des matrices EPOCAST 50-A₁, STR, AL et INJ812 en fonction de la déformation, on note un comportement linéaire pour les matrices EPOCAST 50-A₁, STR, AL jusqu'à la rupture qui est engendrée par les défauts de porosité à l'intérieur de la matrice ce qui indique la fragilité de cette résine destinée pour l'aéronautique, et la matrice INJ812 passe par deux étapes.

- ✓ Première phase correspond à une augmentation linéaire de la force appliquée avec la déformation
- ✓ Deuxième phase on observe une diminution de force appliquée jusqu'à la rupture

Nous constatons ici que la contrainte à la rupture pour la résine Epocast 50-A₁ est de même ordre à celle de la résine STR, par contre la déformation est inférieure, ce qui donne un module de Young 2 fois plus supérieur de la valeur STR.

Tableau IV.5. Propriétés mécanique des matrices STR, AL et INJ812.

Résine	Contrainte de rupture MPa	Déformation %	Module de Young GPa
Epocast 50-A ₁	57,92	1,92	5,27
STR	59,62	3,58	2,39
INJ 812	10,31	17,30	0,30
AL	30,95	0,56	3,59

IV.7.2. Résultats des essais sur le matériau composite stratifié

IV.7.2.1. Essai de flexion sur des éprouvettes verres /époxy et carbone/époxy

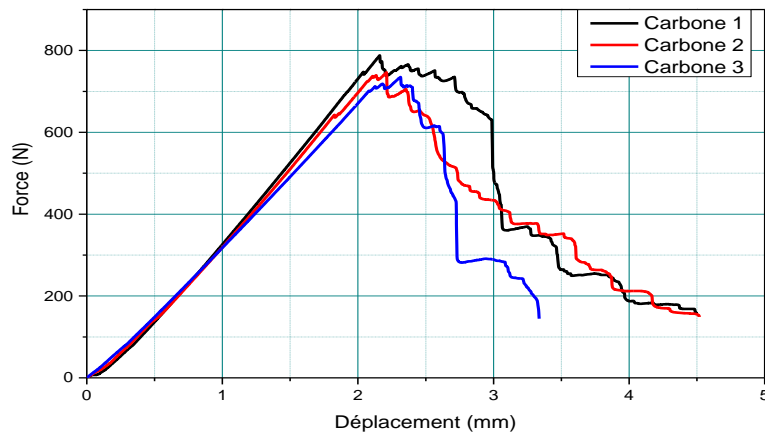


Figure 67: Courbes de flexion pour les éprouvettes carbone/époxy

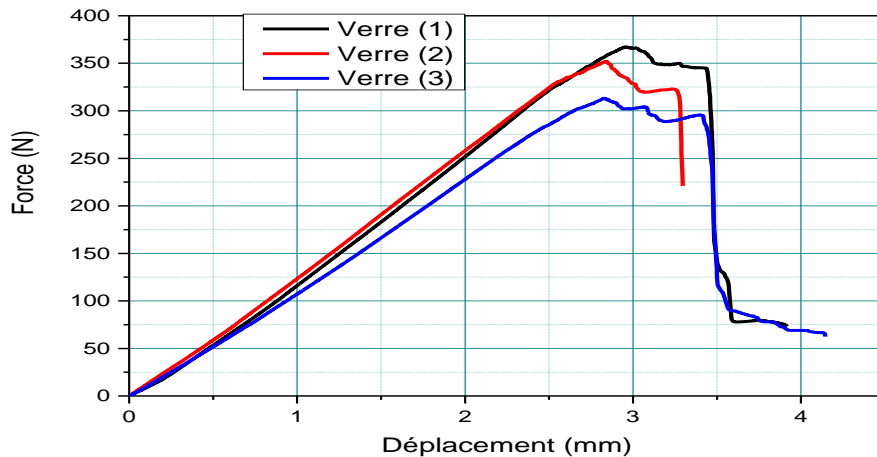
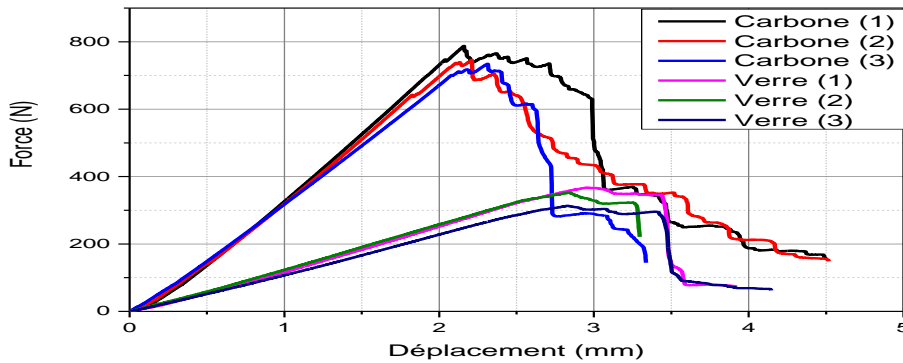


Figure 68: Courbes de flexion pour les éprouvettes verre/époxy

Figure 69: Courbes de flexion comparative entre les deux types d'éprouvettes carbone/verre/époxy

Interprétation des résultats

La figure 72 représente les courbes de flexion en fonction contrainte-déplacement entre les deux type d'éprouvettes carbone /verre/époxy, On distingue que le comportement mécanique en flexion non linéaire, il représente trois étapes. Le premier est linéaire élastique, puis la courbe



contrainte-déformation rentre dans une phase non-linéaire. Enfin la dernière partie la contrainte n’augmente plus jusqu’à la rupture. La contrainte maximale varie d’un stratifié à l’autre (selon le renfort qui constitue le stratifié) et nous avons enregistré des contraintes résiduelles qui dues à la plasticité de la résine.

Les paramètres mécaniques par flexion sont déterminés à partir des résultats obtenus en appliquons les formules de flexion cités précédemment, le tableau (11) montre ces résultats

Tableau IV.6. Résultats des tests de flexion pour les éprouvettes stratifiés

	F (N)	Déplacement (mm)	L (mm)	B (mm)	H (mm)	σ (MPa)	E (MPa)
Carbone	784,3719	2,151284	54	2,2	10	1312,68	134796,16
Carbone	750,5103	2,199907	54	2,2	10	1256,01	126126,27
Carbone	734,9758	2,313595	54	2,2	10	1230,02	117446,19
Verre	366,3385	2,971418	54	2	10	613,087	60666,66
Verre	350,0683	2,852541	54	2	10	585,86	60388,21
Verre	313,0353	2,836892	54	2	10	523,88	54297,74

IV.7.2.2. Essai de traction sur des éprouvettes verres /époxy et carbone/époxy.

Les courbes contraintes-déformations des stratifiés à base de matrice Epocast 50-A₁ sont représentées respectivement dans les figures 75. Ces courbes permettent de calculer le module de Young, la contrainte et l’allongement à la rupture. Ces paramètres sont présentés au tableau 12.

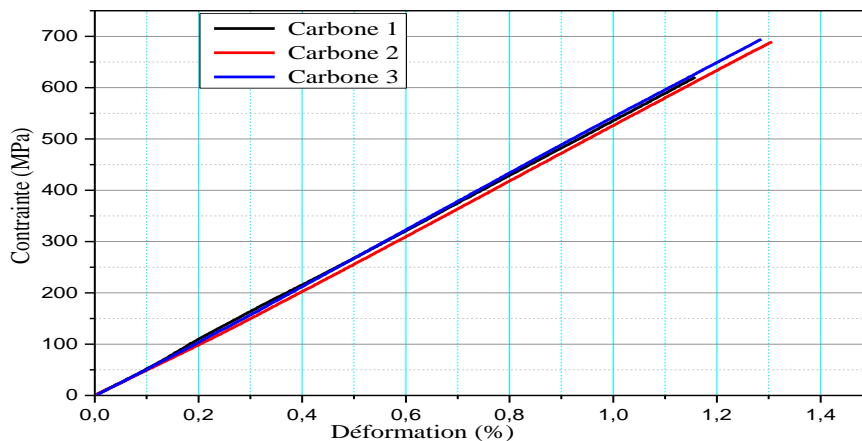


Figure 70: Comportement en traction des stratifiés carbone/époxy

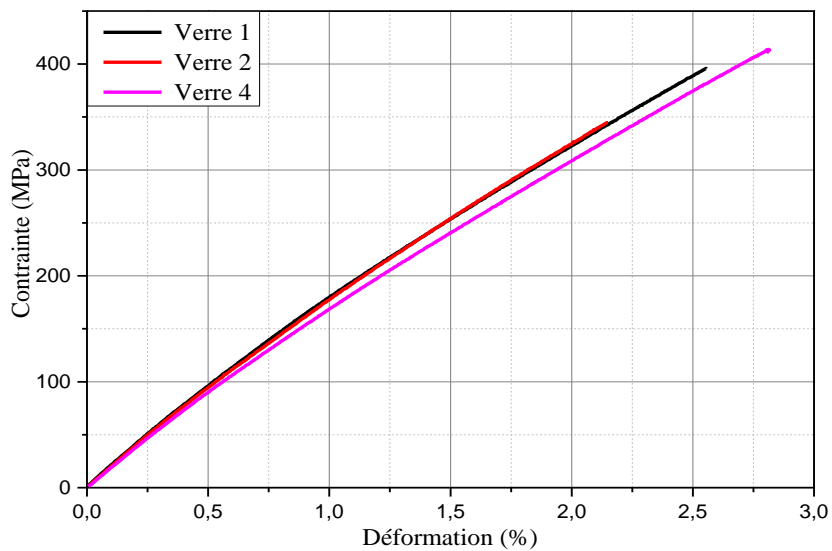


Figure 71: Comportement en traction des stratifiés verre /époxy

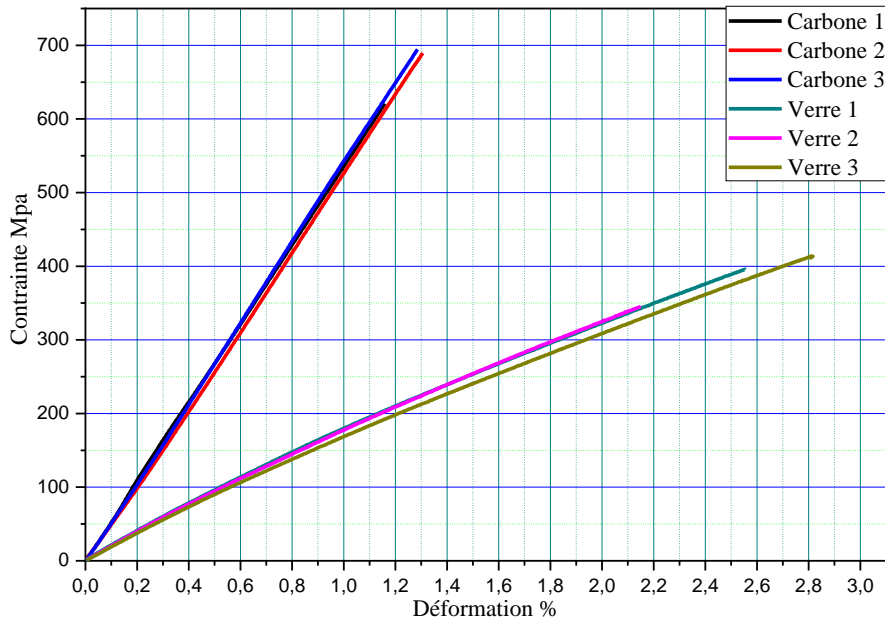


Figure 72: Comportement en traction des stratifiés verre /époxy et carbone/époxy

Les paramètres mécaniques par traction sont déterminés à partir des résultats obtenus et présenté dans le tableau suivant

Tableau IV.7. Résultats des tests de traction pour les éprouvettes stratifiées

Types d'éprouvettes		Contrainte à la Rupture (MPa)	Déformation à la rupture %	Module de Young (MPa)
Stratifiée Carbone/époxy	1	694,50	1,28	54017,5
	2	689,19	1,30	53014,8
	3	629,17	1,15	53592,3
Stratifiée Verre/époxy	1	395,32	2,55	15502,7
	2	343,34	2,13	16119,0
	3	413,86	2,81	14723,0
Moyen carbone /époxy		670 ,95	1,24	53541,53
Moyen verre /époxy		384,17	2,49	15448,23

✓ Interprétation des résultats

La figure 75 représente l'évolution de la contrainte de traction en fonction de la déformation longitudinale, les courbes présentent clairement une déformation élastique, caractérisée par un comportement linéaire de toutes les éprouvettes jusqu'à la rupture ce qui indique que le matériau stratifié fibre de verre et carbone / époxy présente une rupture fragile. En comparant les contraintes maximales de Stratifié verre /époxy et carbone/époxy, on constate que la contrainte maximale de la carbone /époxyautour 670 ,95 de N/mm² est légèrement supérieure à la contrainte maximalverre /époxy de la autour 384,17 de N/mm², d'après le TABLEAUX.12On constate aussi que le module de YOUNG du stratifié de la carbone /époxyautour de 53 ,54GPa est 3 fois plus supérieur aux valeurs de verre/époxy autour de15 ,5 GPa ,La résine a pour rôle de maintenir la fibre de verre et fibre de carbone dans sa position initiale, et lui transmis les charges extérieures d'une manière uniforme.

On ce qui concerne le mode de rupture, on remarque que la rupture est engendrée brutalement en comparaison avec les éprouvettes de rupture normale, on peut dire que la fragilité de résine provoque la concentration des contraintes, initiation et propagation brutal de fissure.

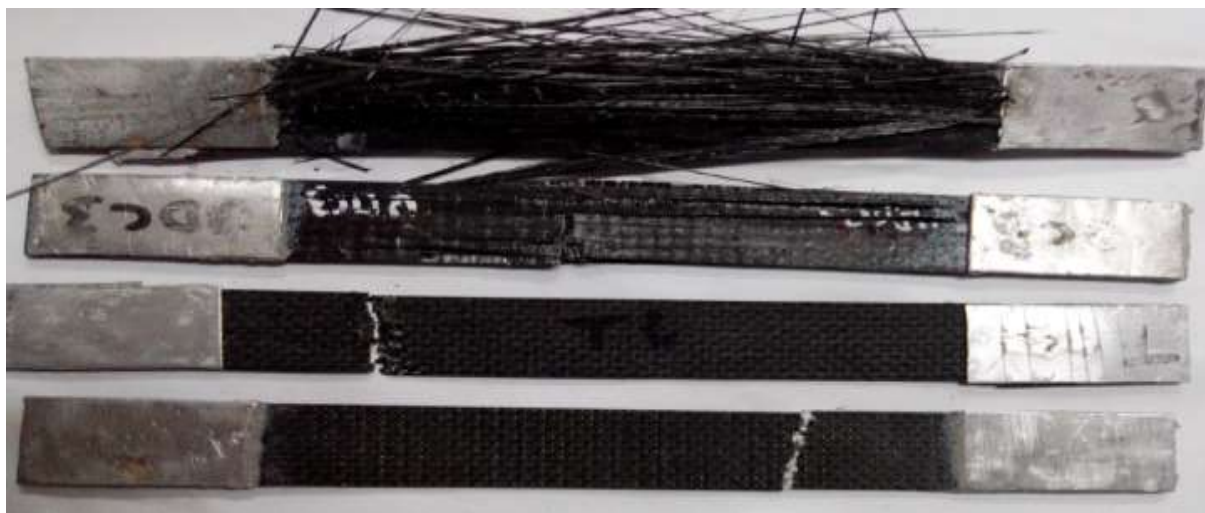


Figure 73: Mode de rupture par essai de traction

IV.7.3. Résultats des essais sur les structures sandwiches

IV.7.3. 1. Essai de flexion trois point sur les sandwichs à base de fibres de carbone



Figure 74.: Essai de flexion 03 point sur l'éprouvette nid d'abeille carbone/époxyde

Les FIGURE 78, 79 représentent les courbes force-déplacement en flexion 3 points des structures sandwichs : carbone /nid, liège/ carbone et G liège/carbone

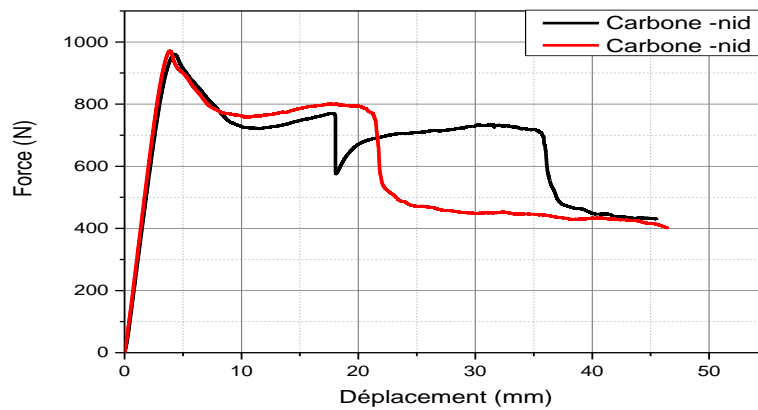


Figure 75: Comportement en flexion 03 point des sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de carbone

Note : Pour le liège en à utiliser deux âme une de 12 mm et l'autre de 20 mm

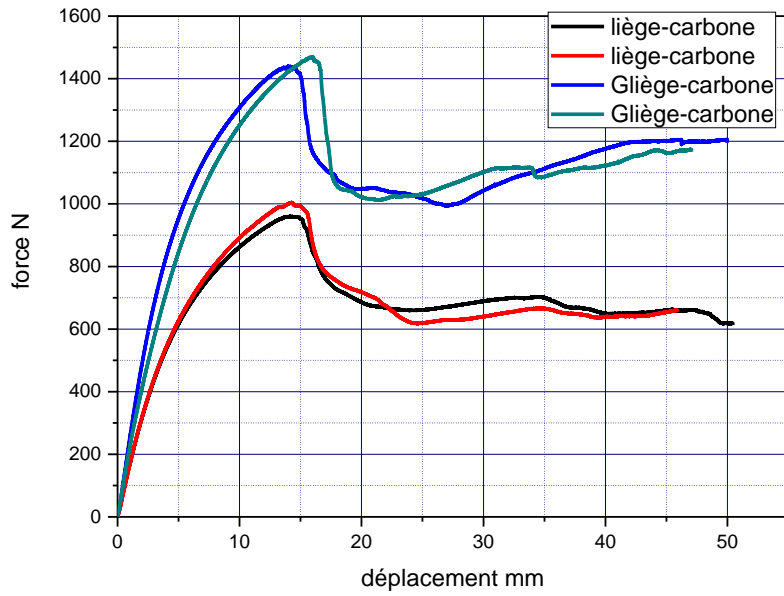


Figure 76: Comportement à la flexion 03 point des sandwichs à base de liège et fibre de carbone

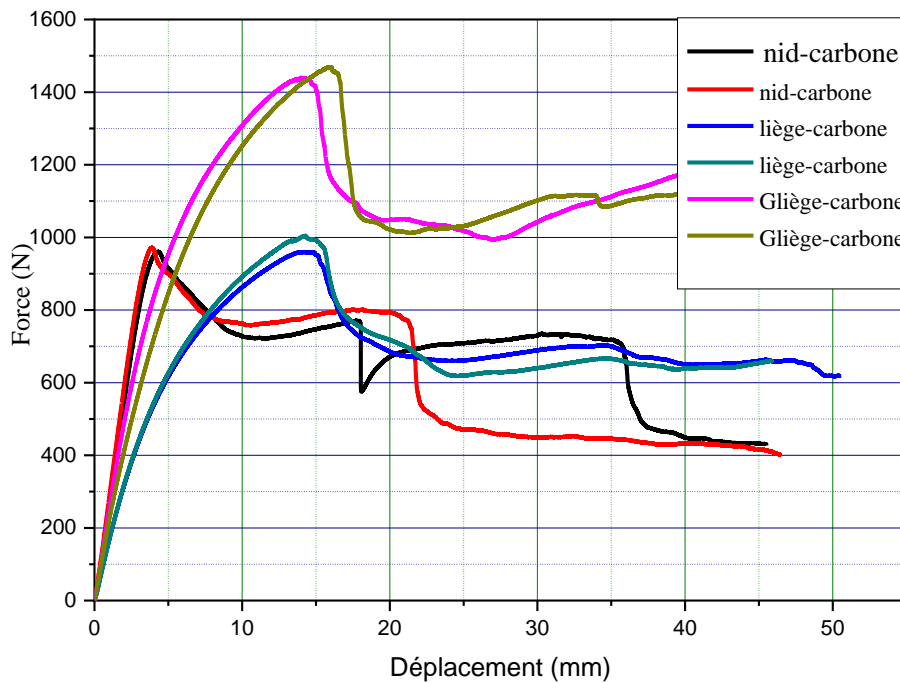


Figure 77: Comportement à la flexion 03 point des différents sandwichs élaborés

IV.7.3. 2. Essai de flexion trois point sur les sandwichs à base de fibre verre



Figure 78: essai de flexion 3 point sur l'éprouvette à âme liège et peaux verre/epoxy

Les FIGURE 82 ,83 représentent les courbes force-déplacement en flexion 3 points des structures sandwichs : verre / nid, liège/verre

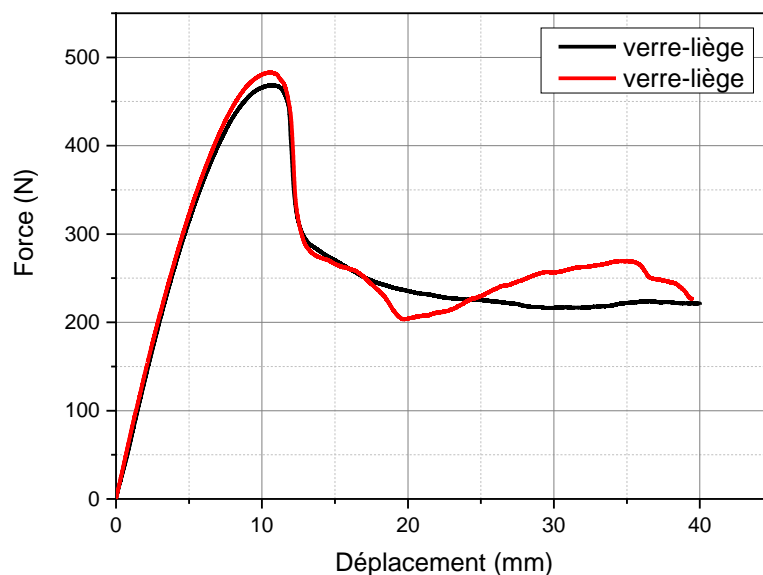


Figure 79: Comportement à la flexion 3 point des sandwichs à base de liège et fibre de verre

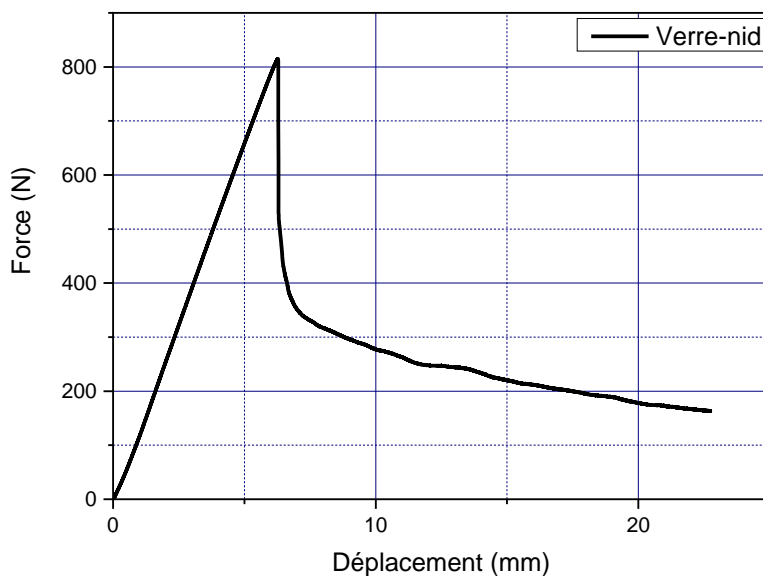


Figure 80:Comportement en flexion 03 point des sandwichs à base de nid d’abeille et fibre de verre

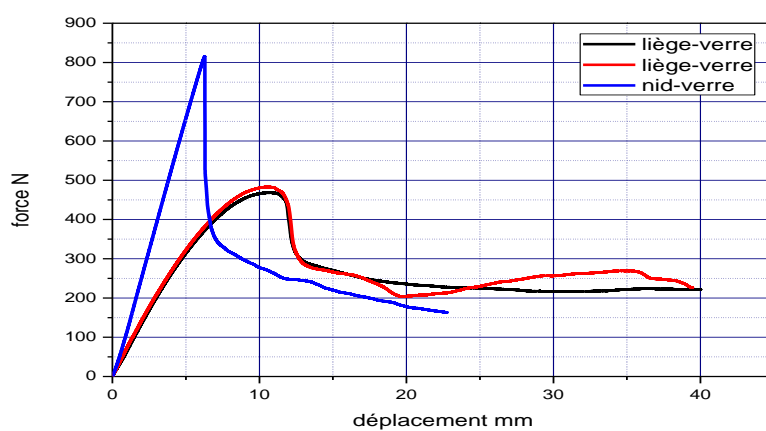


Figure 81:GrapheComportement à la flexion 03 point des différents sandwiches élaboré

Tableau IV.8. Résultat de la contrainte normale de l’essai de flexion 03 points sur l’éprouvettes

éprouvettes	$P_1(N)$	$d_1 (mm)$	$e_s (mm)$	$h (mm)$	$e_a (mm)$	$b (mm)$	$\sigma(MPa)$
carbone-nid	970	250	1,8	16,26	12,66	41,45	56,19
carbone-liège	1000	250	1,7	14,91	11,51	41,16	67,62
carbone-g liège	1450	250	1,74	23,82	20,34	41,58	56,73
verre-nid	820	250	1,04	14,5	12,42	41,67	87,86

verre-liège	470	250	1,1	13,37	11,17	41,73	52,15
-------------	-----	-----	-----	-------	-------	-------	--------------

IV.7.3. 3. Essai de flexion quatre point sur les sandwichs à base de fibre de carbone

Les essais de flexion quatre points sont effectués sur la même machine que la flexion trois points. Nous avons gardé les mêmes conditions expérimentales, pour les deux éprouvettes à âme liège et nid d'abeille et peaux carbone/époxy comme le montre la Figure 87

Note : pour le liège on a utilisé deux âmes de différentes épaisseurs 12 et 20 mm



Figure 82: Essai de flexion 4 point pour les éprouvettes à peaux carbone/époxy et âme liège nid d'abeille

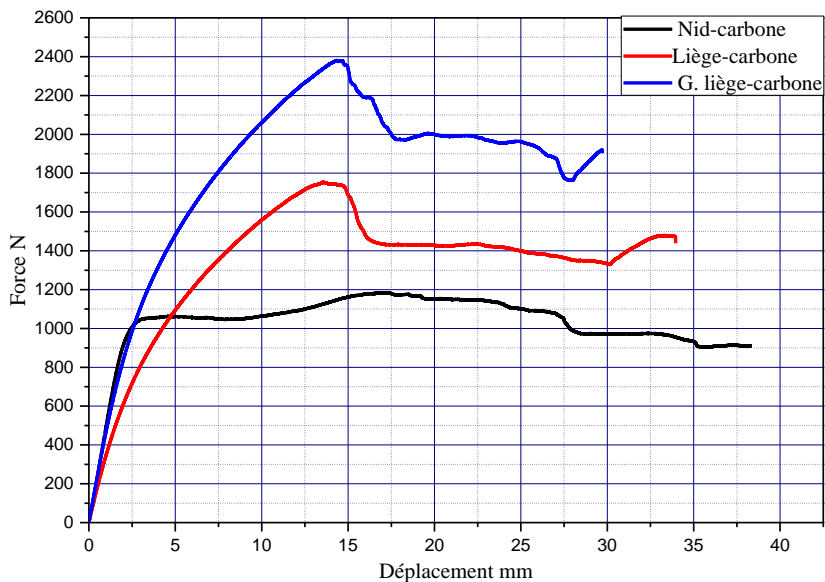


Figure 83: Comportement à la flexion 04 point entre les deux éprouvettes à base nid-carbone et liège carbone

IV.7.3. 4. Essai de flexion quatre point sur les sandwichs à base de fibre de verre



Figure 84: Essai de flexion 4 point pour l'éprouvette à âme nid d'abeille et peaux verre/époxy.

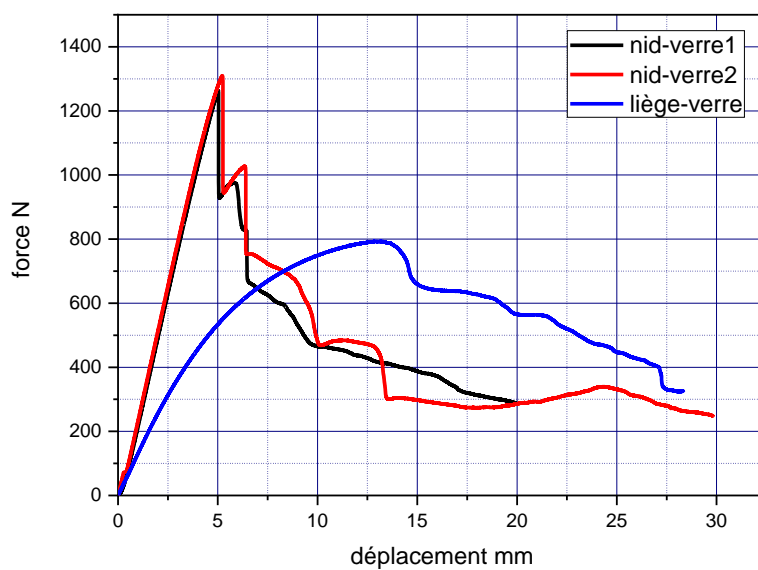


Figure 85: comportement de la flexion 4 point entre les deux éprouvettes nid-verre et liège-verre

Tableau IV.9. Résultat de la contrainte normale de l'essai de flexion 04 points sur l'éprouvettes

éprouvettes	$P_2(N)$	$d_2(mm)$	$e_s(mm)$	$h(mm)$	$e_a(mm)$	$b(mm)$	$\sigma(Mpa)$
Carbone_nid	1050	250	1,72	16,08	12,64	41,17	32,23
Carbone liège	1750	250	1,82	14,56	10,92	39,92	59,08
Carbone Glière	2375	250	2,11	23,54	19,32	41,25	39,79
Verre nid	1300	250	1,07	14,44	12,13	41,93	68,16
Verre liège	800	250	1,19	13,25	10,87	41,78	41,69

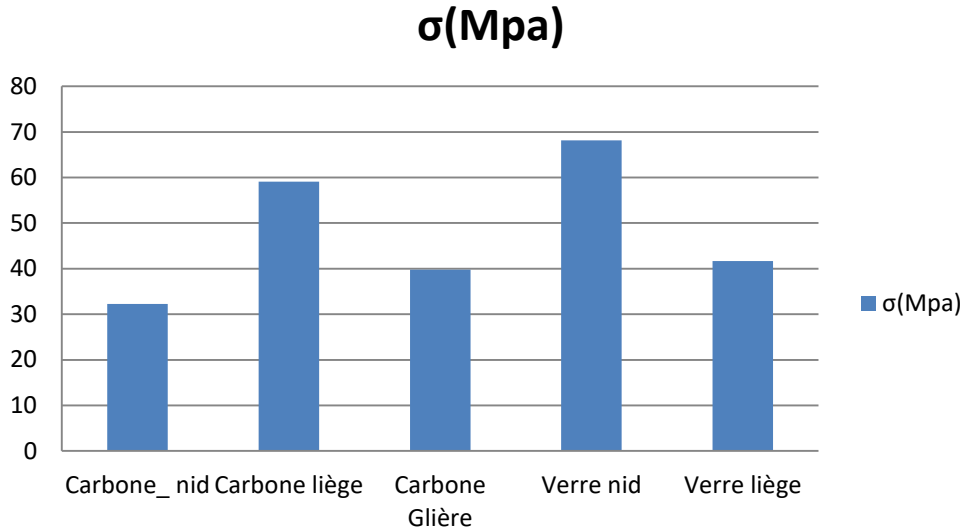


Figure 86: Histogramme des contraintes maximales en flexion 4 point des structures

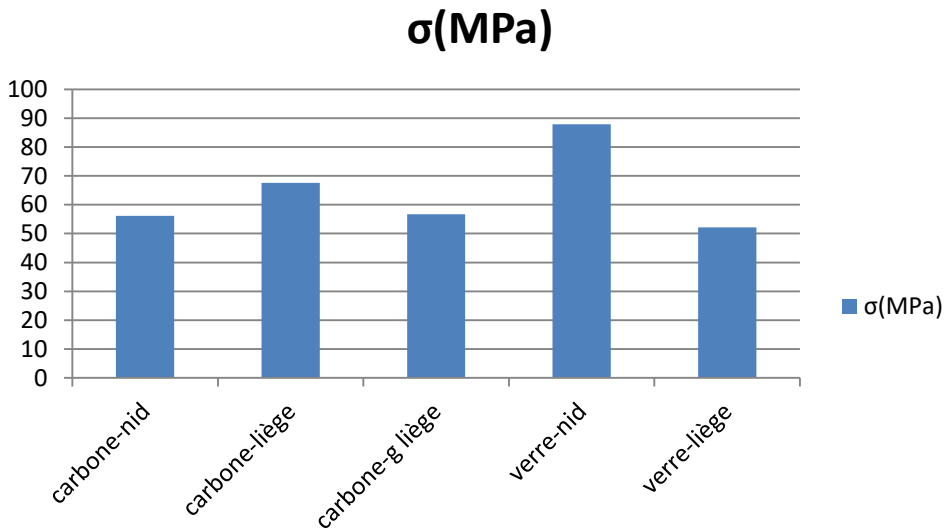


Figure 87: Histogramme des contraintes maximales en flexion 3 point des structures sandwiches

✓ **Interprétation des résultats**

Les figures 80, 84, 86, et 88 donnent l'évolution de la force appliquée en fonction de déplacement des essais de flexion trois et quatre points pour les différents types de sandwichs. Cette évolution se déroule principalement en trois phases pour toutes les courbes :

- ✓ La première phase correspond à une augmentation linéaire de la force appliquée avec le déplacement ;
 - ✓ La deuxième phase de comportement non linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte ;
 - ✓ La troisième et la dernière phase où l'on observe une diminution de force appliquée jusqu'à la rupture des certaines éprouvettes.
- D'après la figure 80 On observe que les sandwichs à base de liège et fibre de carbone donnent des charges maximales supérieures par rapport à ceux des sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de carbone. Parmi les trois types de âmes utilisés, le carbone-nid donne la charge à la rupture la plus faible environ 790N par rapport aux deux autres âmes carbone-liège, carbone-g liège. Combinaison de deux autres âmes : carbone-liège et carbone-g liège. Pour carbone-liège la charge maximale atteinte est de 1000N, par conséquent, le carbone-g liège possède la charge à la rupture la plus grande environ 1450N pour un allongement de 17mm. Cela est expliqué par l'utilisation de deux âmes de différentes épaisseurs. Les résultats montrent que l'utilisation de liège comme âme fournit un comportement plastique par rapport aux sandwichs à base de nid d'abeille et augmente la résistance
- D'après la figure 84 : On observe que les sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de verre donnent des charges maximales supérieures par rapport aux sandwichs à base de liège et fibre de verre atteinte 820N.
- La figure 86 et 88 représente la courbe charge- déplacement des sandwichs flexion quatre points. On note des comportements déjà reportés lors de l'essai de flexion trois points. Le sandwich carbone_nid présente toujours la charge la plus faible dans la série des sandwichs testés, cette charge est de 1050N. Pour le sandwich à base de carbone et G-liège, la charge maximale est de 2375N pour un allongement de 14mm par rapport aux échantillons en carbone et liège qui atteignent 1750 N. Cela est expliqué par l'utilisation de deux âmes de différentes épaisseurs. Pour les sandwichs à base de nid d'abeille et fibre de verre, les charges et contraintes à la rupture maximale supérieures par rapport aux sandwichs à base de liège et fibre de verre atteignent 1300N.

- D'après le tableau 15, et les figures 89 et 90, on remarque que, les contraintes en flexion 3 points et 4 points Verre nid donnent des contraintes maximales supérieures par rapport à ceux des sandwichs carbone-nid_ carbone-liège, Nous constatons ici que la contrainte à la rupture pour les sandwichs carbone-nid est de même ordre que celle de carbone-liège ; le sandwich à base de verre-nid donne la contrainte maximale à la rupture par rapport au sandwich à base de verre-liège. Cette augmentation peut être expliquée par le différent matériau de l'âme en liège qui est un matériau compressible, et nid d'abeille
- D'après les Tableaux 15 on remarque que la rigidité en flexion et en cisaillement des sandwichs verre-nid est supérieure à celle de sandwich à base de verre-liège, même remarque pour le module de Coulomb G_a

Tableau IV.10. Résultats de contrainte en flexion 3 et 4 points, rigidités en flexion et en cisaillement

échantillons	Contrainte de flexion trois points σ_3 (MPa)	Contrainte de flexion quatre points σ_4 (MPa).	Rigidité en flexion D (N.m).	Rigidité en cisaillement N (N).	Module de Coulomb G_a (N/mm^2)
Carbone_nid	56,19	32,27	406,87	13786,64	20,14
Carbone liège	67,62	59,08	176,16	11926,40	19,11
Carbone Liège	56,73	39,79	206,05	18006,02	18,06
Verre nid	87,86	68,16	108,67	8498,48	13,98
Verre liège	52,15	41,69	624,51	6481,24	11,52

IV.7.3. 5. Essai de cisaillement



Figure 88: Essai de cisaillement

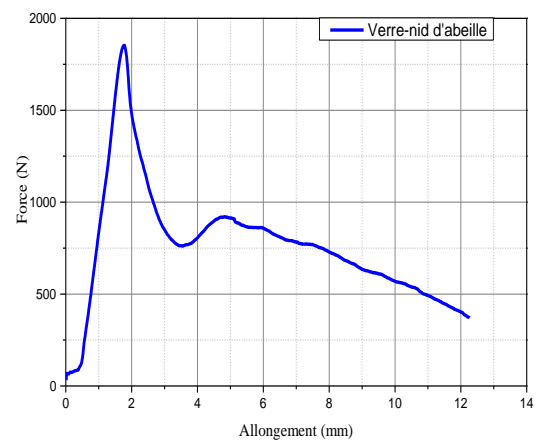
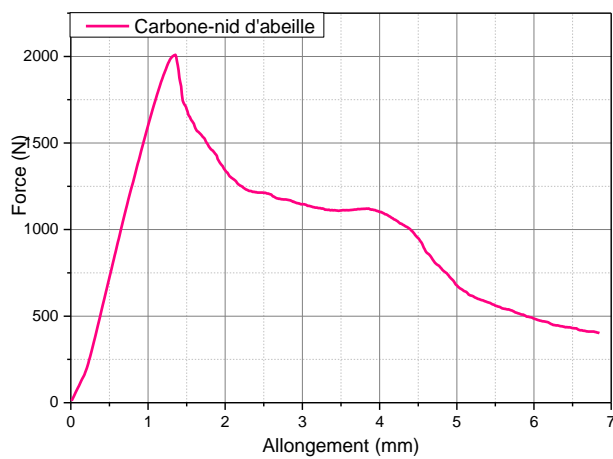


Figure 89: Comportement au cisaillement des sandwichs à base de nid d'abeille

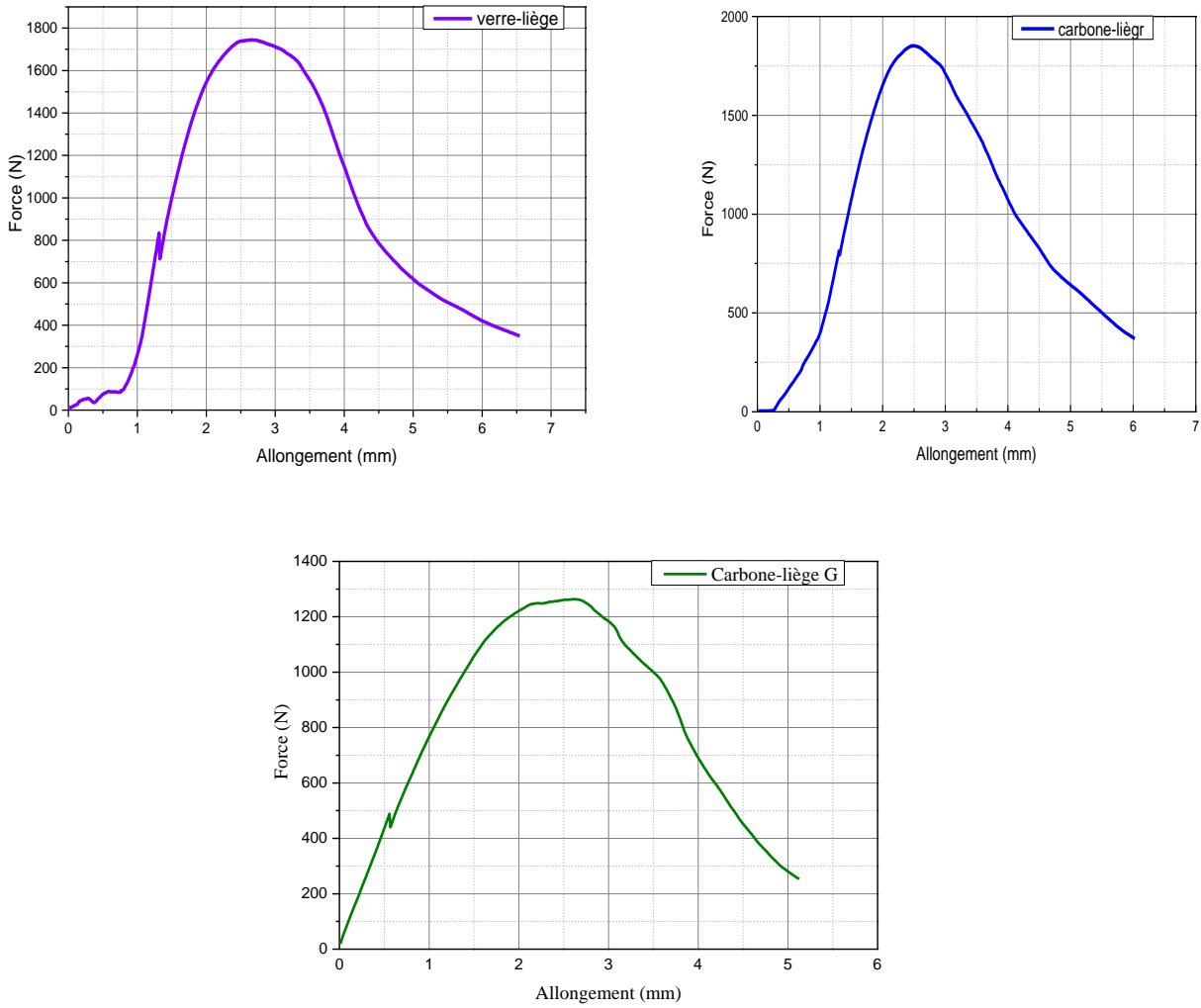


Figure 90: Comportement au cisaillement des différents sandwich

A partir des résultats présentés graphiquement on calcule le module de cisaillement par la formule précédente le

Tableau IV.11 Tableau présente les résultats au cisaillement des différents sandwich

Type de sandwich	Module G	Module calculé selon la norme
nid-carbone	18,4397241	20,132
carbone liège	14,253995	19,111
verre-nid	13,9834427	13,98
verre liège	10,53	11,52
carbone liège G	8,38687426	18,067

✓ Interprétation des résultats

Les figures 92 et 93 donnent l'évolution de la force appliquée en fonction d'allongement des essais de cisaillements pour les différents types des sandwiches. Cette évolution se déroule principalement en trois phases pour toutes les courbes :

- ✓ Première phase correspond à une augmentation linéaire de la force appliquée avec l'allongement;
- ✓ Deuxième phase de comportement non linéaire dans laquelle la charge maximale est atteinte ;
- ✓ Troisième et la dernière phase où l'on observe une diminution de force appliquée jusqu'à la rupture de certains éprouvettes.

D'après la figure 94 et le tableau 16 on observe que les résultats calculés de module de cisaillement des différents sandwiches, donnent des valeurs proches entre eux pour les sandwiches à base de nid d'abeille, et un écart faible pour les sandwiches à base de liège de faible épaisseur, par contre, l'écart est remarquable dans le cas d'une âme de liège épaisse. Cela montre que même si les éprouvettes de cisaillement ne sont pas normalisées les résultats des essais donnent des valeurs proches de la réalité.

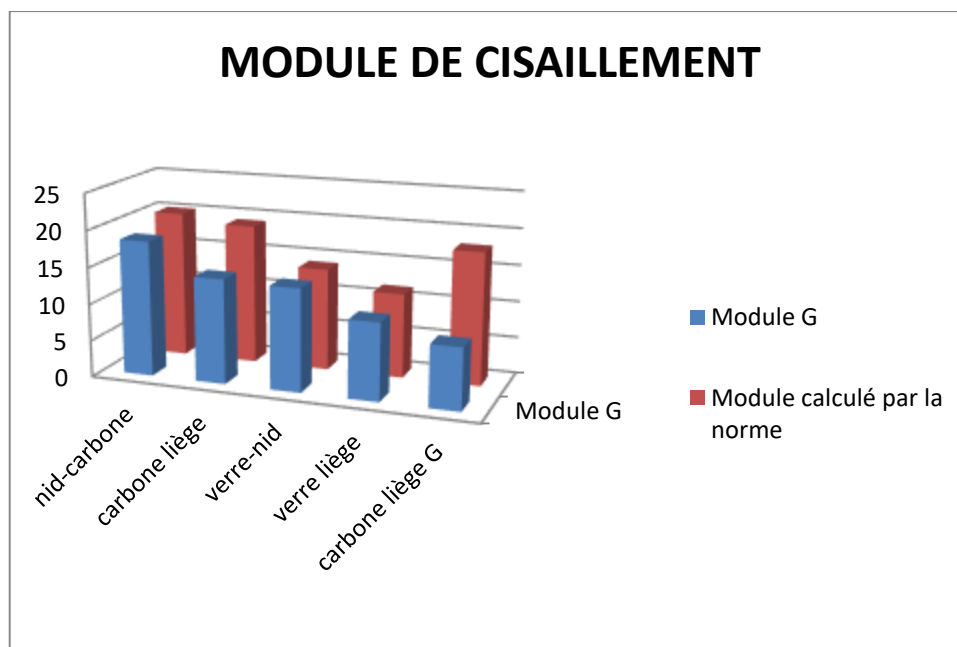


Figure 91: Histogramme de module de cisaillement des différents sandwich

CONCLUSION GENERALE

Dans cette étude, nous avons élaboré les éprouvettes au niveau de l'atelier de maintenance des avions d'Air Algérie, les essais de caractérisation sont effectués dans le laboratoire mécanique de l'unité de recherche UR-MPE (l'université de Boumerdes), l'objectif principal s'articule sur la compatibilité entre les constituants naturels et minéraux pour élaborer les sandwichs.

Les résultats trouvés permettent de tirer des conclusions suivantes :

Pour la résine époxy utilisée pour l'aéronautique, elle influe sur le mode de rupture des stratifiés, et provoque une rupture brutale au cours de sollicitation mécanique par traction sur les stratifiés à base de fibre de carbone et fibre de verre, le comportement mécanique des stratifiés est un comportement élastique soit par flexion soit par traction jusqu'à la force maximale.

On ce qui concerne les sandwichs,

1. le comportement à la flexion 3 point dépend de plusieurs paramètres :

- . En termes de valeur numérique
 - Pour les sandwichs avec même âme en nid d'abeille, l'écart entre les sandwichs en fibre de carbone et les sandwichs en fibre de verre est faible (170 N et -2,17 mm).
 - Pour les sandwichs avec même âme en liège, l'écart entre les sandwichs en fibre de carbone et les sandwichs en fibre de verre est très élevé (520 N et 3 mm).
 - Dans le cas de même peau en fibre de carbone, la déformation dans les sandwichs en âme de liège est plus élevée et présente un comportement élastoplastique avant la force maximale qui est de même ordre à celle des sandwichs en âme de nid d'abeille.
 - Dans le cas de même peau en fibre de carbone, la déformation dans les sandwichs en âme de liège épaisse est plus élevée et présente un comportement élastoplastique avant la force maximale qui est supérieure à celle des sandwichs en âme de nid d'abeille.

2. Comportement à la flexion quatre points

Pour le comportement à la flexion quatre points

- La déformation ne dépend pas de l'épaisseur de l'âme dans le cas de sandwich en âme de liège et fibre de carbone.
- Le comportement à la flexion est élastoplastique avant la force maximale dans le cas sandwich en âme de liège. Ces derniers ont une résistance mécanique plus élevée par rapport au sandwich en âme de nid d'abeille dans le cas de même peau (fibre de carbone).

3. Comportement au cisaillement

- Pour les sandwich en âme de nid d'abeille, le module de cisaillement calculé indirectement suivant la norme NF T 54-606 est de même ordre par rapport au module de cisaillement calculé directement par la méthode normalisée NF EN12090.
- Pour les sandwiches en âme de liège, l'écart entre les modules de cisaillement calculés par les deux normes est proportionnel avec l'épaisseur de l'âme.

REFERENCES

- [1]. BOUZIT Fatima. Élaboration et caractérisation mécanique, en statique et en fatigue, des panneaux sandwichs à base de renforts naturels, mémoire de Magister. Faculté des Sciences de l'Ingénieur-BOUMERDES 2014/2015.
- [2]. BENFADEL Karima. Élaboration et caractérisation de panneaux sandwichs à matrice cimentaire destinés à la construction, mémoire de Magister, faculté des Sciences de l'Ingénieur-BOUMERDES.2014/2015.
- [3] ARBAOUI Jamal Eddine. Étude comparative et caractérisations mécaniques des structures sandwichs multicouches. Thèse de doctorat, université PAUL VERLAINE – METZ. Le 22 Octobre 2009.
- [4] Ammar Malek, Chouaib Aribi; Mechanical and physicochemical characterization of an epoxy-based compositereinforced with fibrous biopolymer by product, November 2015 *Fibers and Polymers* 11/2015; 16(11):2458-2466. DOI: 10.1007/s12221-015-5305-y
- [5] DJEBLOUN Yousef. Étude de la rupture en mode i d'ouverture des matériaux composites. Mémoire de Magister. UNIVERSITE MOHAMED KHIDER BISKRA 2014
- [6] Michel Dupeux. AIDE-MÉMOIRESCIENCE DES MATÉRIAUX. Professeur à l'Université Joseph Fourier de Grenoble. Nouveau tirage corrigé 2005 © Dunod, Paris, 2004 ISBN 2 10 005458 9
- [7] J.J BARRAU, Structures en matériaux composites, Éditions Techniques de l'Ingénieur, bm5080, 2004, p3.8
- [8] Pierre-Etienne Bourban ; Matériaux composites à matrice organique : constituants, procédés, propriétés, P U Polytec Rom, ISBN 978-2-88074-528-8
- [9] P. BOISSE, Mise en forme des renforts fibreux de composites, Éditions Techniques de l'Ingénieur, am3734, 2004, p2.
- [10]. K.L. Pickering, M.G.A. Efendy, T.M. Le, A review of recent developments in natural fibre composites and their mechanical performance, *Compos. A Appl. Sci. Manuf.* 83 (2016) 98–112.
- [11]. ZABIA Badr Eddine HIDANI Ibrahim. Extraction et caractérisation mécanique des bio-fibres. Thèse de doctorat, université de OUARGLA. 2016 / 2017.
- [12] A. Mir, C. Aribi, B. Bezzazi; Study of the Green Composite Jute/Epoxy, *International Scholarly and Scientific Research & Innovation* 8(2) 2014
- [13]. Vogüé Arnaud. Notes sur la culture et la production du Jute.. In: *Revue de botanique appliquée et d'agriculture coloniale*, 7^e année, bulletin n°71, juillet 1927. pp. 447-461;
- [14] C. Aribi · B. Bezzazi · A. Mir; Experimental Study for the Choice of a Matrix Epoxy Resin for the Elaboration of Laminates, *Key Engineering Materials* Vol 550 (2013) pp 17-23, doi:10.4028/www.scientific.net/AMR.682.65
- [15] Mr. HAMI Brahim, Elaboration et caractérisation physico-mécanique d'une structure sandwich multicouches, Thèse de Doctorat, 2018.
- [16]. Institut Textile Français., 1987, *Characteristics of fibres* ». Editions de l'industrie textile, Spirale S.A. (paris).

REFERENCES

- [17] Masudul Hassan M, Islam MR, Khan MA. 2003, Improvement of physico-mechanical properties of jute yarn by photografting with 3-(trimethoxysilyl) propylmethacrylate. *J Adhes Sci Technol*; 17(5):737–50.
- [18] Garkhail, S.K., Heijenrath, R.W.H, T. Peijs; 2000; Mechanical properties of natural-fibre-mat reinforced thermoplastics based on flax fibres and polypropylene. *Appl. Compos.Mater.* 7, 351–372
- [19] D. Plackett and A. Vázquez, 2004, *Green Composites: polymer composites and the environment*, Woodhead Publishers, Cambridge, p. 123.
- [20] Khan MA, Rahman MM, Akhuzada KS. 2002 Grafting of different monomers onto jute yarn by in situ UV radiation method: effect of additives. *Polym Plast Tech Eng*;41;4:677–89.
- [21] M. A. Khan; N. Haque; A. Al-Kafi; M. N. Alam; M. Z. Abedin, Jute reinforced polymer composite by gamma radiation: Effect of surface treatment with UV radiation. *Polymer-plastics technology and engineering*. vol. 45, N°4-2006, pp. 607-613.
- [22] Hong C.K., I. Hwang, N. Kim, D.H. Park, B.S. Hwang, C. Nah, Mechanical properties of silanized jute polypropylene composites. *Journal of Industrial and Engineering Chemistry* 14 (2008), 71-76.
- [23] C. Belkacemi* and B. Bezzazi. Sandwich panels from cork and polyester in presence of epoxy resin as interfacial adhesive. *International Journal of Physical Sciences*. Received 25 July, 2016; Accepted 11 November, 2016 .
- [24] J. Vallade, *Structure et développement de la plante. Morphogénèse et biologie de la reproduction des angiospermes*, Dunod, Paris, 1999.
- [25] K. Persson, *Micromechanical modelling of wood and fibre properties*, PhD thesis, Department of Mechanics and Materials - Lund University, 2000.
- [26] J.P. Thiery, *Mise en évidence des polysaccharides sur coupes fines en microscopie électronique*, *J. Microsc.*, p987, 1967.
- [27] V. Bossuyt, *Étude de la structure et des propriétés mécaniques de la fibre de lin*, PhD thesis, Lille, 1941.
- [28] C.T. Brett and K.W. Wamdron, *Physiology and biochemistry of plant cell walls*, Chapman et Hall, 1996.
- [29] T. Nilsson and P.J. Gustafsson, Influence of dislocation and plasticity on the tensile behaviour of flax and hemp fibres. *Composites: Part A*, p1722-1728, 2007.
- [30] Products Laboratory Forest, *An interactive java program for determining microfibrilles angle from x-ray diffraction data*, TechLine, p1-2, 2005.
- [31] H. Lichtenegger, A. Reiterer, S.E. Stanzl Tschegg, and P. Fratzl, Variation of cellulose microfibril angles in softwoods and hardwoods - a possible strategy of mechanical Optimization, *Journal of structural biology*, p257-269, 1999
- [32] C. Baley, *Fibres naturelles de renfort pour matériaux composites*. *Techniques de l'Ingénieur*, am 5130, 2004. p1-12.

REFERENCES

- [33] A. Chakravarty and J.W.S Hearle, Observations of the tensile properties of ultimate cells of some plant fibres, *Journal of the textile institute*, p 651-656, 1967.
- [34] H. H. Wang and al, An improved fibril angle measurement method for wood fibres, *Wood Science and Technology*, p493-503, 2001.
- [35] P. S. Mukherjee and K. G. Satyanarayana, Structure and properties of some vegetable Fibres, *Journal of Materials Science*, p51-56, 1986.
- [36] H.P. Stout and J.A. Jenkins, Comparative strengths of some bast and leaf fibres, *Annales Textiles Belges*, p231-251, 1955.
- [37] S.K. Batra, *Handbook of fiber chemistry - Other long vegetable fibers*. M. Lewin and E.M. Pearce, 1998.
- [38] Richard N'Tenga, *Modélisation multi-échelle et caractérisation de l'anisotropie Élastique de fibres végétales pour le renforcement de matériaux composites*, PhD thesis, Université Blaise Pascal de clermont ferrand - Université de Yaoundé, 2007
- [39] sandwich panels from cork and polyester in presence of epoxy resin as interfacial adhesive. C. Belkacemi* and B. Bezzazi. *International Journal of Physical Sciences*. Received 25 July, 2016; Accepted 11 November, 2016 .
- [40] Zenkert D. *The handbook of sandwich construction*. North European engineering and science conference series. Cradley Heath: EMAS Publishing; 1997. p. 442.
- [41] Vinson JR. *The behaviour of sandwich structures of isotropic and composite materials*. Lancaster: Technomic Publishing Co., Inc.; 1999.
- [42] Nadia Lakreb , Boudjema Bezzazi a , Helena Pereira b. Mechanical behavior of multilayered sandwich panels of wood veneer and a core of cork agglomerates. *Journal of Elsevier* .2015
- [43] Pereira H. *Cork: biology, production and uses*. Amsterdam: Elsevier; 2007
- [44] Gibson LJ, Easterling KE, Ashby MF. The structure and mechanics of cork. *Proc Roy Soc London A* 1981;377:99–117.
- [45] Reis L, Silva A. Mechanical behavior of sandwich structures using natural cork agglomerates as core materials. *J Sandwich Struct Mater* 2009;11(6):487–50
- [46] Zinker D. (1997). *The handbook of sandwich construction*. Emas Publishing. UK.
- [47] Reichard R- P. (1991). Enhanced shock performance of FRP sandwich structures. 1st International Conference on fast sea transportation, Trondheim, Vol. 1, pp399-411,
- [48] Saidani K., (2014). *Analyse des composites sandwichs et qualification de leur intégrité vis-à-vis de la ruine*. Thèse de doctorat en science des matériaux. Université MOULOUD MAMMARI de Tizi-ouzou.
- [49] NOOR AK., et al., « Computational Models for Sandwich Panels and Shells». *Appl Mech Rev*, vol. 49, pp. 155-199, 1996

REFERENCES

- [50] Melle : BENFADEL Karima. Élaboration et caractérisation de panneaux sandwichs à matrice cimentaire destinés à la construction. Mémoire de Magister.2014/2015.
- [51] Chemami A., “Etude de la Performance des Matériaux Composites Sandwichs - Application en Fatigue”, Thèse de doctorat 2012, Université Badji Mokhtar - Annaba
- [52] Marouene A. “ Comportement sous choc des composites sandwichs et influence des paramètres des matériaux et du test”, Mémoire de Maîtrise ès sciences appliquées. Université de Montréal 2010,Canada.
- [53] Castanié B.“Contribution à l’étude des structures sandwichs dissymétrique”, Thèse de doctorat 2000, Ecole national supérieure de l’aéronautique et de l’espace, Toulouse, France
- [54] Allen H. G.,”Analysis and design of structural sandwich panels,” Pergamon Press, London, U.K. 1961.
- [55] Y. Perrot, Contribution à l’étude des matériaux composites utilisés en construction navale de plaisance, Thèse de l’Université de Bretagne Sud, U.F.R Sciences et Sciences de l’Ingénieur, 2006.
- [56] Yahyaoui Souad, étude expérimentale de la durabilité des éléments fissurés en béton armé rigidifiés par les matériaux composites, Mémoire de Magister, Université de Boumerdes, 2006.
- [57] Matériaux composites : Introduction à l’usage des ingénieurs et des techniciens, Ecrit par la Société Européenne de Propulsion (S.E.P), éditeur TEKNEA, TEKNEA, ISBN : 9782877170079,1989, 288 p.
- [58] **Lakreb N II**, Bezzazi B./ ELABORATION ET CARACTERISATION D’UN COMPOSITE SANDWICH A AME EN LIEGE RENFORCE DE JUTE ET ENVELOPPES EN BOIS , Unité de Recherche : Matériaux, Procédés et Environnement (URMPE), Université M’Hamed Bougara, Boumerdès. Cité Frantz fanon, 35000 Boumerdès. lakrebnadia@hotmail.fr, bbezzazi@yahoo.fr;novembre ,2012 .
- [59] A. Mir, B. Bezzazi, Redouane Zitoune, Francis Collombet. Caractérisation mécanique d’un panneau sandwich à âme en liège et peaux jute/époxy. AMAC. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.25, 2011. <hal-00597889>