

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Ecole Nationale Polytechnique



Département de Métallurgie
Division Laboratoires – CRTI
Atelier Plastique et Composite – AIR ALGERIE

Mémoire de Projet de Fin d'Etude
Pour l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en Génie des Matériaux

**Elaboration et caractérisation des composites stratifiés à base
de fibres de carbone et de fibres de verre à usage aéronautique**

Mr. OUKAZI Ahmed

Sous la direction de :

Pr. LARIBI Merzak : Promoteur ENP

Dr. HALIMI Rafik : Promoteur CRTI

Présentée et soutenue publiquement le (03/07/2019)

Composition du Jury :

Président	Mr. A. KASSER	M. C. A	ENP
Promoteur	Mr. M. LARIBI	Professeur	ENP
Promoteur	Mr. R. HALIMI	Docteur	CRTI
Examineur	Mr. K. ABADLI	M. A. A	ENP
Examineur	Mr. D. BESSAID	Docteur	AIR ALGERIE

ENP 2019

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Ecole Nationale Polytechnique



Département de Métallurgie
Division Laboratoires – CRTI
Atelier Plastique et Composite – AIR ALGERIE

Mémoire de Projet de Fin d'Etude
Pour l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en Génie des Matériaux

**Elaboration et caractérisation des composites stratifiés à base
de fibres de carbone et de fibres de verre à usage aéronautique**

Mr. OUKAZI Ahmed

Sous la direction de :

Pr. LARIBI Merzak : Promoteur ENP

Dr. HALIMI Rafik : Promoteur CRTI

Présentée et soutenue publiquement le (03/07/2019)

Composition du Jury :

Président	Mr. A. KASSER	M. C. A	ENP
Promoteur	Mr. M. LARIBI	Professeur	ENP
Promoteur	Mr. R. HALIMI	Docteur	CRTI
Examineur	Mr. K. ABADLI	M. A. A	ENP
Examineur	Mr. D. BESSAID	Docteur	AIR ALGERIE

ENP 2019

Dédicaces

Au Créateur de l'univers
Et
A mes Parents

Remerciements

Il m'a été très difficile d'écrire cette page par souci d'oublier les nombreuses personnes qu'il me faut citer pour leur aide, leur accueil, leur soutien... ! Qu'elles soient toutes assurées de ma plus profonde reconnaissance même si leur nom n'y figure pas !

Je vais tout d'abord commencer par remercier le grand seigneur tout puissant et miséricordieux qui m'a permis de réaliser ce travail et m'a donné la force pour le finir.

Je tiens à exprimer mes plus vifs remerciements à mon promoteur du CRTI, le Docteur Halimi Rafik qui fut pour moi un encadreur attentif et disponible malgré ses responsabilités nombreuses. Je lui suis très reconnaissant pour m'avoir conseillé, guidé et m'encouragé tout au long de ce mémoire.

Je suis extrêmement reconnaissant à mon Promoteur de l'Ecole Nationale Polytechnique, le professeur LARIBI Merzak d'avoir accepté de m'encadrer au sein de l'ENP et pour l'aide qu'il m'a fournie pour la suite de ce travail.

Je tiens à remercier, bien entendu, Monsieur BESSAID Djamel de m'avoir permis d'effectuer la première partie de mon stage pratique à AIR ALGERIE. Et d'avoir accepté d'être membre du jury.

Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à Monsieur KASSER Abdelmadjid d'avoir accepté de présider le jury.

Mes remerciements vont également à Monsieur ABADLI Kamel d'avoir accepté d'être membre examinateur du jury de mon mémoire.

Je tiens à remercier également l'ensemble des enseignants et tous mes collègues de l'Ecole Nationale Polytechnique, l'ensemble des chercheurs du CRTI ainsi que l'ensemble des travailleurs d'AIR ALGERIE.

Je souhaite enfin remercier toute ma famille, mes parents, mes sœurs, mes grands-parents, mes cousins, mes oncles, tous mes proches et tous mes amis. Que Dieu vous bénisse et vous protège tous, et vous accorde une longue vie pleine de bonheur et santé.

Je vous souhaite une très bonne lecture, et que ce mémoire qui n'est qu'une goutte dans l'océan de la connaissance, puisse vous apprendre quelque chose et contribuer à de nouvelles perspectives dans le domaine des matériaux composites.

Ahmed Oukazi

مُلخَص

يعتمد هذا العمل على إعداد وتشخيص أنواع مختلفة من مركبات الصفانح القائمة على مادة الإيبوكسي وألياف الكربون والألياف الزجاجية. تختلف هذه المركبات على أساس ثلاثة معايير أساسية، و هي : نوع التعزيزات المستخدمة، توجه تعزيزات الألياف المكونة ودرجة حرارة المعالجة التي عُرّضت لها هذه الصفانح المركبة. قمنا بعد ذلك بتشخيص تلك المواد المركبة لمعرفة تأثير عوامل التحضير على السلوكيات الفيزيائية والديناميكية للمواد المركبة التي تم تطويرها أثناء وبعد تعرضها للعمل. لهذا، استخدمنا طرق اختبار غير مدمرة مثل الموجات فوق الصوتية والملاحظة المجهرية من جهة والطرق المدمرة مثل اختبارات الشد والانحناء من جهة أخرى. كانت النتائج التي تم الحصول عليها من خلال الاختبارات المختلفة موضوعًا للتفسيرات التي سمحت لنا بالتوصل إلى تطلعات مثيرة للاهتمام.

الكلمات المفتاحية : مركبات الصفانح، ألياف الكربون، الألياف الزجاجية، مادة الإيبوكسي، طرق اختبار غير مدمرة، التجارب الميكانيكية.

Abstract

This work is based on the elaboration and the characterization of different types of laminated composites based on epoxy resin, carbon fiber and glass fiber. These composites differ based on three essential parameters, including the type of reinforcements used, the orientation of the constituent fibers reinforcements and the heat treatment temperature at which these laminated composites were exposed. The characterization is then done to see the influence of these elaboration parameters on the physical and dynamic behaviors of this laminated composite materials developed during and after the solicitation. For this, we used non-destructive testing methods such as ultrasound and microscopy and destructive methods such as tensile and bending tests. The results obtained from the various tests were the subject of comparative interpretations followed by interesting perspectives.

Key words : Laminated composites, Carbon fiber, Glass fiber, Epoxy resin, non-destructive test, mechanic tests.

Résumé

Ce travail consiste en l'élaboration et la caractérisation de différents types de composites stratifiés à base de résine époxy avec des fibres de carbone ainsi que des fibres de verre. Ces composites élaborés diffèrent sur la base de trois paramètres essentiels, notamment le type des renforts utilisés, l'orientation des fibres constituants les renforts et la température de traitement thermique effectué. La caractérisation est ensuite faite pour voir l'influence de ces paramètres d'élaboration sur les comportements physiques et dynamiques des matériaux composites élaborés au cours et après la sollicitation. Pour cela, nous avons utilisé des méthodes de contrôle non destructives comme la méthode des ultrasons et la microscopie et des méthodes destructives comme le test de traction et de flexion. Les résultats obtenus ont fait l'objet d'interprétations comparatives suivies de perspectives intéressantes.

Mots clés : Composites stratifiés, Fibres de carbone, Fibres de verre, Résine époxy, Contrôle non-destructif, Essais mécanique.

Liste des Figures.....	i
Liste des Tableaux.....	ii
Liste des symboles.....	iii
Introduction générale.....	13
Introduction générale.....	14
Partie théorique.....	16
Chapitre I- Généralités sur les matériaux composites.....	17
I.1- Définition.....	18
I.2- Caractéristiques générales.....	19
I.3- Les constituants des matériaux composites.....	21
I.3.1- Les Renforts.....	21
I.3.1.1- Les Formes des Fibres.....	22
I.3.1.1.1- Les formes linéiques.....	22
I.3.1.1.2- Les formes surfaciques.....	22
I.3.1.2- Les principale Fibres.....	24
I.3.1.2.1- Les fibres de verre.....	24
I.3.1.2.2- Les fibres de carbone.....	24
I.3.1.2.3- Les fibres aramides.....	25
I.3.1.2.4- Les fibres céramiques.....	25
I.3.1.2.5- Les autres fibres.....	25
I.3.2- La matrice.....	26
I.3.2.1- Les résines thermodurcissables.....	26
I.3.2.2- Les résines thermoplastiques.....	27
I.3.2.3- Les résines thermostables.....	27
I.3.3- Les additifs.....	27
I.3.4- L'interface.....	28
I.4- Classification des Matériaux Composites.....	28
I.4.1- Classification selon l'utilité.....	28
I.4.1.1- Les composites à grande diffusion.....	28
I.4.1.2- Les composites à hautes performances.....	28
I.4.2- Classification selon la forme des constituants.....	28
I.4.2.1- Les Composites à Fibres.....	29
I.4.2.2- Les composites à Particules.....	29
I.4.3- Classification selon la nature des constituants.....	29
I.4.3.1- Composites à matrice organique.....	29
I.4.3.2- Composites à matrice minérale.....	29
I.4.3.3- Composite à matrice métallique.....	29
I.5- Architecture des matériaux composites.....	30
I.5.1- Les monocouches.....	30
I.5.2- Les stratifiés.....	31
I.5.3- Les sandwichs.....	31
I.6- les applications des Matériaux Composites.....	32
I.6.1- L'industrie aérospatiale.....	32

I.6.2- L'industrie aéronautique.....	33
I.6.3- L'industrie automobile.....	33
I.6.4- L'industrie marine.....	33
I.6.5- L'application militaire.....	33
I.6.6- L'application sportive.....	33
I.6.7- L'infrastructure.....	34
I.6.8- Le biomédicale.....	34
I.7- Les méthodes d'élaboration des composites.....	35
I.7.1- Moulage sans pression.....	35
I.7.2- Moulage sous Vide.....	36
I.7.3- Moulage par compression.....	37
I.7.4- Moulage en continu.....	38
I.7.5- Moulage par pultrusion.....	39
I.7.6- Moulage par centrifugation.....	40
I.7.7- Moulage par enroulement filamentaire.....	40
I.8- Les modes d'endommagements des composites.....	41
I.8.1- Définition.....	41
I.8.2- Mécanismes d'endommagement.....	42
I.8.2.1- Fissuration de la matrice.....	42
I.8.2.2- Décohésion fibres-matrice.....	42
I.8.2.3- Délaminage.....	43
I.8.2.4- Rupture des fibres.....	43
Partie expérimentale.....	44
Chapitre I- Elaboration des composites.....	45
I.1- Introduction.....	46
I.2- Le choix des matériaux composite.....	46
I.3- Présentation des matériaux.....	46
I.3.1- La matrice.....	46
I.3.2- Les renforts.....	47
I.4- Matériel utilisé pour l'élaboration.....	48
I.5- Elaboration de la matrice.....	49
I.5.1- Elaboration de la plaque de matrice.....	49
I.5.2- Elaboration des éprouvettes de traction de la matrice.....	50
I.6- Elaboration des composites stratifiés.....	51
I.6.1- La préparation des tissus.....	51
I.6.2- La préparation du moule.....	52
I.6.3- La disposition des tissus.....	52
I.6.4- Le moulage.....	53
I.6.5- La disposition de l'arracheur et du feutre de drainage.....	53
I.6.6- La fermeture du moule.....	54
I.6.7- L'opération sous vide.....	54
I.6.8- Le chauffage.....	54
I.6.9- Le démoulage.....	55
I.6.10- Traitement d'homogénéisation.....	55

I.7- Préparation des éprouvettes.....	56
I.7.1- Découpage et dimensionnement.....	56
I.7.2- Le polissage.....	57
I.7.3- Traitement thermique.....	58
Chapitre II- Caractérisation préliminaire.....	59
II.1- La mesure de densité.....	60
II.2- Mesure de fraction volumique et massique.....	61
II.3- Mesure de dureté.....	62
II.4- Mesure ultrasonore.....	64
Chapitre III- Caractérisation des Composites.....	67
III.1- Essai de traction.....	68
III.1.1- La machine de traction.....	69
III.1.2- Résultats et discussion.....	69
III.1.2.1- Influence du type de renfort.....	70
III.1.2.2- Influence de l'orientation.....	71
III.1.2.3- Influence de la température.....	72
III.2- Essai de flexion.....	75
III.2.1- la machine de flexion.....	76
III.2.2- Résultats et discussion.....	76
III.2.2.1- Influence du type de renfort.....	77
III.2.2.2- Influence de l'orientation.....	77
III.2.2.3- Influence de la température de traitement.....	78
Chapitre IV- Etude des modes d'endommagement.....	81
IV.1- Etude d'endommagement par traction.....	82
IV.1.1- Exposition des éprouvettes.....	82
IV.1.2- Résultats et discussion.....	83
IV.2- Etude d'endommagement par flexion.....	83
IV.2.1- La macroscopie optique.....	83
IV.2.1.1- Le microscope optique.....	84
IV.2.1.2- Résultats et discussion.....	84
IV.2.2- La microscopie optique.....	86
IV.2.2.1- Le microscope optique.....	86
IV.2.2.2- Résultats et discussion.....	86
IV.2.3- La microscopie optique à balayage (MEB).....	88
IV.2.3.1- Le microscope électronique à balayage (MEB).....	88
IV.2.3.2- Résultats et discussion.....	89
Conclusion et Perspective.....	91
Conclusion et perspectives.....	92
Références bibliographiques.....	94
Références bibliographiques.....	95

Liste des Tableaux

Partie théorique

Tableau I-1 : Propriétés de certains matériaux métalliques et de matériaux composites structurels.....	20
Tableau I-2 : Propriétés thermiques de quelques métaux et matériaux composites sélectionnés.....	20
Tableau I-3 : Exemples des matériaux composites.....	30

Partie expérimentale

Tableau I-1 : Caractéristiques de la matrice et de ses constituants.	47
Tableau I-2 : Caractéristiques des renforts utilisés.....	48
Tableau II-1 : Densité des composites stratifiés et de la matrice	61
Tableau II-2 : Fractions massiques et volumiques des fibres dans les composites stratifiés.....	62
Tableau II-3 : Duretés des matrices différemment traités.....	63
Tableau II-4 : Propriétés mécaniques des matrices par ultrasons.....	66
Tableau III-1 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés pour différents types de renfort par essai de traction.....	70
Tableau III-2 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différentes orientations des fibres par essai de traction	71
Tableau III-3 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés et de la matrice à différentes températures par essai de traction	73
Tableau III-4 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différents types de renfort par essai de flexion	77
Tableau III-5 : caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différentes orientations des fibres par essai de flexion.....	78
Tableau III-6 : Propriétés mécaniques des composites stratifiés et de la résine à différentes températures par essai de flexion	80

Liste des Figures

Partie théorique

Figure I-1 : Schéma illustratif d'un matériau composite.....	18
Figure I-2 : Comparaison entre les matériaux monolithiques conventionnels et les matériaux composites	19
Figure I-3 : Constitution d'un matériau composite.....	21
Figure I-4 : les principaux renforts.....	21
Figure I-5 : Chaîne et trame d'un tissu.....	22
Figure I-6 : Les principaux types d'armures utilisés pour le tissage des tissus.....	24
Figure I-7 : les types de matrice.....	26
Figure I-8 : Présentation de l'interface matrice-fibres.....	28
Figure I-9 : Architecture des monocouches.....	31
Figure I-10 : Architectures des stratifiés.....	31
Figure I-11 : Architecture des sandwichs.....	32
Figure I-12 : Applications des composites.....	34
Figure I-13 : Principe du moulage au contact.....	35
Figure I-14 : Principe du moulage par projection simultanée.....	36
Figure I-15 : Principe du moulage sous vide.....	37
Figure I-16 : Principe du moulage pas compression (injection de la résine).....	37
Figure I-17 : Principe du moulage par injection.....	38
Figure I-18 : Principe du moulage en continu.....	39
Figure I-19 : Principe du moulage par pultrusion.....	39
Figure I-20 : Principe du moulage par centrifugation.....	40
Figure I-21 : Principe de l'enroulement circonférentiel.....	40
Figure I-22 : Principe de l'enroulement hélicoïdal.....	41
Figure I-23 : les modes d'endommagement des composites.	43

Partie expérimentale

Figure I-1 : Résine EPOCAST 50-A1 US et durcisseur HARDNER 946 US.....	47
Figure I-2 : Tissu de verre et tissu de carbone.....	48
Figure I-3 : Matériel d'élaboration.....	49
Figure I-4 : Plaque de résine élaborée.....	50
Figure I-5 : Protocole expérimentale des éprouvettes de traction pour la résine.....	50
Figure I-6 : Protocole expérimentale des éprouvettes de flexion pour la résine.....	51
Figure I-7 : Epreuves de résine pour les essais de traction et de flexion.....	51
Figure I-8 : Préparation des tissus.....	52
Figure I-9 : Préparation du moule.....	52
Figure I-10 : Disposition des tissus.....	53
Figure I-11 : Moulage de la résine.....	53
Figure I-12 : Disposition de l'arracher et du feutre de drainage.....	54
Figure I-13 : Couverture du moule.....	54
Figure I-14 : L'opération sous vide.....	55
Figure I-15 : Découpage des bavures.....	55
Figure I-16 : Plaques stratifiés homogénéisées.....	56
Figure I-17 : Protocole expérimentale des éprouvettes de traction pour les stratifiés.....	56
Figure I-18 : Protocole expérimentale des éprouvettes de flexion pour les stratifiés.....	57
Figure I-19 : Dimensionnement et découpage des éprouvettes.....	57

Figure I-20 : Polissage des éprouvettes.....	57
Figure I-21 : Eprouvettes de stratifié de verre.....	58
Figure I-22 : Eprouvettes de stratifié de carbone.....	58
Figure II-1 : Balance et dispositif utilisé pour la mesure de la densité.....	60
Figure II-2 : calcination des stratifiés pour la mesure des fractions massique et volumiques.....	62
Figure II-3 : Micro-duromètre utilisé.....	63
Figure II-4 : Protocole expérimental - contact direct.....	64
Figure II-5 : Appareil et méthode de mesure par ultrasons.....	65
Figure II-6 : Courbes des mesures des ondes longitudinales et transversales.....	65
Figure III-1 : Machine de traction.....	69
Figure III-2 : Eprouvettes de composites stratifiés endommagées.....	70
Figure III-3 : Courbes de traction : influence du type de renfort sur les stratifiés.....	70
Figure III-4 : Courbes de traction - influence de l'orientation des fibres sur les composites stratifiés.....	71
Figure III-5 : Courbe de traction : influence des températures sur les composites stratifiés à orientation 90°.....	72
Figure III-6 : Courbe de traction : influence des températures sur les composites stratifiés à orientation 45°.....	72
Figure III-7 : Influence de la température sur la résine.	73
Figure III-8 : Comparaison du module de Young de la matrice entre l'essai de traction et le test de flexion.....	75
Figure III-9 : Machine de flexion.....	76
Figure III-10 : Eprouvettes de flexion endommagées.....	76
Figure III-11 : Courbes de flexion : influence du type de renfort sur les composites stratifiés.....	77
Figure III-12 : Courbe de flexion : influence de l'orientation des fibres sur les composites stratifiés.....	78
Figure III-13 : Courbe de flexion : influence de la température sur les composites stratifiés à orientation 0°/90°.....	79
Figure III-14 : Courbes de flexion : influence de la température sur les composites stratifiés à orientation -45°/45°.....	79
Figure III-15 : Influence de la température sur la résine.....	79
Figure IV-1 : Eprouvettes de traction endommagées destinées à la visualisation.....	82
Figure IV-2 : Faciès de rupture dans les éprouvettes de traction.....	83
Figure IV-3 : Eprouvettes de flexion pour la visualisation microscopique.....	83
Figure IV-4 : Macroscope et Microscope optique utilisés.....	84
Figure IV-5 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de carbone (0°/90°).....	84
Figure IV-6 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de carbone (-45°/45°).....	85
Figure IV-7 : Propagation de la fissure à travers les tissus dans les composites stratifiés de Carbone.....	85
Figure IV-8 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de verre (0°/90°).....	85
Figure IV-9 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de verre (-45°/45°).....	86
Figure IV-10 : Propagation de la fissure à travers les tissus dans les composites stratifiés de verre.....	86
Figure IV-11 : Les modes de rupture dans les composites stratifiés de carbone.....	87
Figure IV-12 : Les modes de rupture dans les composites stratifiés de verre.....	87
Figure IV-13 : Mécanisme d'endommagement pour l'essai de flexion.....	88
Figure IV-14 : Le microscope électronique à balayage (MEB).....	88

Figure IV-15 : Image MEB d'une éprouvette de flexion après rupture.....	89
Figure IV-16 : Les modes d'endommagement par le MEB	89
Figure IV-17 : Architecture des fibres et de la matrice par le MEB.....	90

Liste des symboles

ρ_i : Densité du matériau i .

m_i : Masse du matériau i .

F_{mi} : Fraction massique du matériau i

F_{vi} : Fraction volumique du matériau i

F : Force appliquée

D : Diagonale de l'empreinte.

H_v : Dureté.

t : Temps de parcours.

V_l : Vitesse longitudinale.

V_t : Vitesse Transversale.

e : Epaisseur de l'éprouvette de traction.

E : Module de Young en.

L : Module longitudinal.

ν : Coefficient de Poisson.

σ_f : Contrainte maximale.

E_f : Module de flexion.

F : Force maximale.

L : Longueur entre les appuis.

a : Déplacement de la tige.

b : Epaisseur de l'éprouvette de flexion (mm).

Y : Largeur de l'éprouvette de flexion.

G : Module de cisaillement.

σ : Contrainte appliquée.

\mathcal{E} : Allongement (%).

ET : Module de Young transversale.

EL : Module de Young longitudinale.

ED : Module de Young Diagonale.

Introduction Générale

INTRODUCTION GENERALE

Le besoin d'unir les différentes propriétés physiques des matériaux en un seul a fait en sorte que les matériaux composites existent. Ces derniers sont donc nés de l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles et de nature différente, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément. Dans les six dernières décennies, une attention considérable a été consacrée au domaine des matériaux composites qui sont apparus comme une classe majeure d'éléments avancés, et sont devenus utilisés ou considérés comme une substitution des matériaux métalliques et traditionnels essentiellement dans le domaine aéronautique dont l'utilisation était de 5% dans les années quatre-vingts contre plus de 60% actuellement, et dans les domaines automobile, génie civil, mécanique, et dans d'autres industries de façon générale. Grâce aux avantages évidents des composites et leur hautes performances notamment leur rapport de résistance/poids élevé et leur haute résistance à la corrosion, et à la fatigue, ces matériaux ont transformé le monde de l'aviation voyageant en une meilleure consommation de carburant, une plus grande endurance et plus de passagers.

Parmi les différents types de matériaux composites, ceux à bases de fibres et de résines dites aussi composites organiques sont les plus répandus à cause des caractéristiques mécaniques qu'ils offrent, et des différents domaines dont lesquels ils peuvent être utilisés. Cependant, l'utilisation intensive de ces matériaux dans divers terrains en particulier dans le domaine de l'aviation civile les a induit à ce qu'ils fassent face à des conditions difficiles et à des facteurs délicats tels que les facteurs thermiques, physiques et l'effet du vieillissement. Ce qui a posé des nouveaux défis tels que l'impact, le délaminage, les dommages internes à peine visibles (DIPV), etc. De ce fait, le nombre d'études portées sur ce type de composites est en continuelle augmentation et leur développement représente un enjeu important.

Les recherches sur les matériaux composites à bases de fibres et de résine ont montré que le changement des paramètres d'élaboration conduit à des propriétés physiques intéressantes. Il est par la suite devenu indispensable d'avoir une meilleure connaissance possible sur ces matériaux, en terme de microstructure et de propriétés mécaniques, en utilisant les méthodes de contrôle non-destructifs comme la microscopie électronique à balayage ou la méthode de contrôle par les ultrasons, et les méthodes destructifs comme les test de traction, compression, flexion, etc.

Nous proposons dans ce mémoire une combinaison d'étude théorique sur les composites stratifiés et d'un travail expérimental dédiée à l'élaboration et l'étude du comportement de ces derniers en fonction des paramètres d'élaboration.

Ce travail est réalisé au niveau de 3 institutions différentes, en l'occurrence :

- les laboratoires du Centre de Recherche en Technologies industrielles (CRTI),
- l'atelier de plastiques et composites de la société Air Algérie,
- le département de Génie des Matériaux de l'Ecole Nationale Polytechnique (ENP).

Ce mémoire s'articule autour de deux parties essentielles :

- La première partie est consacrée à la théorie et l'étude bibliographique à travers un seul grand chapitre "Généralités sur les matériaux composites" dont lequel l'accent est mis sur :
 - La définition, les caractéristiques et l'utilisation des matériaux composites dans les différents domaines.
 - Les méthodes et les techniques d'élaboration et de fabrication des composites.
 - Les modes et les mécanismes d'endommagement des composites.

- La deuxième partie est dédiée au travail expérimental réalisé et s'appuie sur quatre chapitres :
 - Le premier chapitre consiste sur l'élaboration des matériaux composites réalisés, en exposant le matériel et les matériaux utilisés ainsi que les étapes d'élaboration.
 - Le deuxième chapitre donne une caractérisation préliminaire des stratifiés (renforts) et de la résine utilisés.
 - Le troisième chapitre présente le comportement des composites élaborés au cours des sollicitations à travers les essais mécaniques, et montre l'influence des paramètres d'élaboration sur les caractéristiques finales.
 - Le quatrième chapitre expose une étude des modes d'endommagement à travers la visualisation des tranchés des éprouvettes par la macroscopie et microscopie optique et la microscopie électronique à balayage (MEB).

Ce mémoire est évidemment clôturé par une conclusion générale et des perspectives.

Partie

Théorique

CHAPITRE I

Généralité sur les matériaux composites

Chapitre I- GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

I.1- Définition :

Dans un sens large, le mot *composite* signifie : ‘constitué de parties ou substances distinctes’. Les matériaux composites sont ceux qui contiennent plus d’une phase, de sorte que les différentes phases sont artificiellement mélangées. Ce ne sont pas des matériaux multiphasés dans lesquels les différentes phases sont formées naturellement par des réactions, des transformations de phase ou d’autres phénomènes [1].

Dans le sens restrictif un matériau composite est constitué de l’assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaire, est permet d’aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément (figure I-1) [2].

Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d’une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice [3]. Une interphase se crée entre les deux constituants et aura pour rôle de transmettre les contraintes de l’un à l’autre sans déplacement d’où l’établissement d’une bonne adhérence.

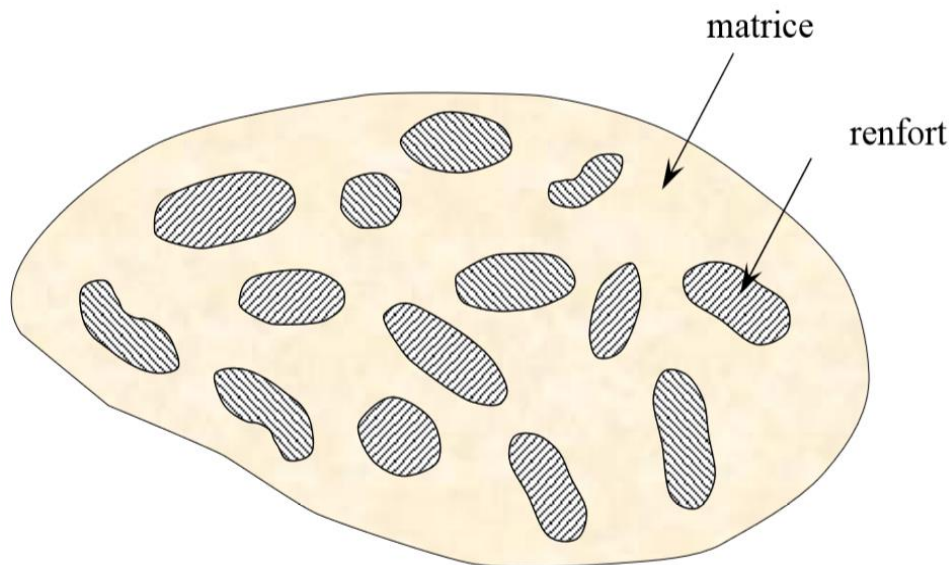


Figure I-1 : Matériau composite [1]

Dans certain cas, l’identification des composants du matériau composite peut être identifiée à l’œil nu, comme les poutres de béton armé renforcé par les barres métalliques. Mais il existe différents matériaux qui sont combinés à l’échelle microscopique, telle que les alliages des métaux [1]. Le matériau qui résulte est en pratique homogène macroscopiquement, et ces composants ne peuvent être considérés qu’un seul élément.

I.2- Caractéristiques générales :

Les matériaux composites offrent une combinaison de caractéristiques générales comparable ou supérieure à celle de nombreux matériaux métalliques ou traditionnels. En effet, en raison de leur faible densité, les rapports résistance / poids et module-poids de ces matériaux composites sont nettement supérieurs à ceux des matériaux métalliques. La phase discontinue (le renfort) est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue (la matrice) [4]. En outre, la résistance à la fatigue et la tolérance à la fatigue de nombreux stratifiés composites sont excellentes.

Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites [5], Ces propriétés résultent de :

- Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.
- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort.
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc.

Le figure I-2 donne une comparaison en terme de propriétés mécaniques entre les composites, l'aluminium et l'acier. Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- La légèreté et le gain de masse.
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée).
- L'absence de corrosion.
- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture).
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur.
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, pétroles,...).
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne.
- Très forte anisotropie.

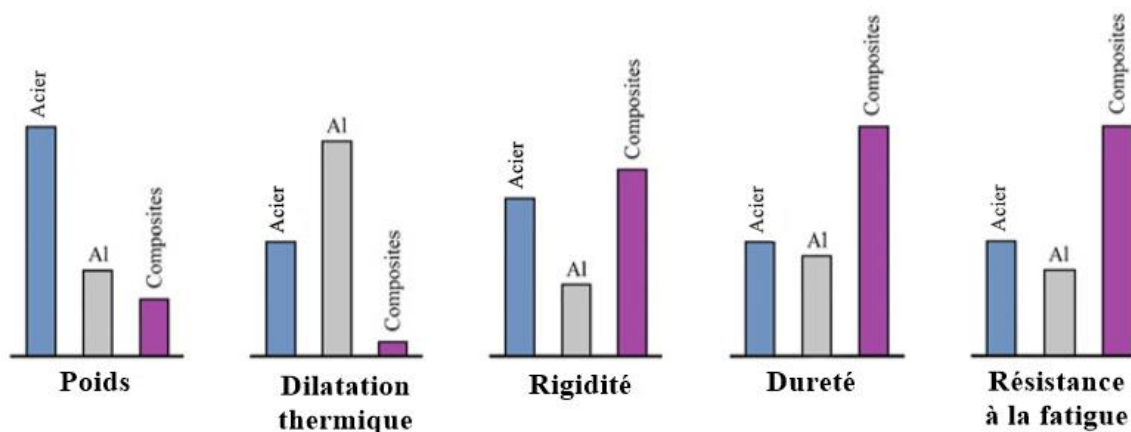


Figure I-2 : Comparaison entre les matériaux conventionnels et les matériaux composites [18]

Pour ces raisons, les composites sont devenus une classe majeure de matériaux structurels et sont soit utilisés, soit envisagés, comme substituts des métaux dans de nombreux composants critiques de poids, dans les industries aérospatiale, automobile et dans d'autres domaines [4].

Le tableau I-1 et le tableau I-2 ci-dessous donnent quelques propriétés de certains matériaux usuels et composites.

Tableau I-1 : Propriétés de certains matériaux métalliques et de matériaux composites structurels [18]

Matériau	Densité g/cm ³	Module E GPa (Msi)	Résistance à la traction MPa (ksi)	Limite d'élasticité MPa (ksi)	Fraction E/m ^b 10 ⁶ m	Fraction résistance à la traction/m ^b 10 ³ m
SAE 1010 Acier (Refroidi lentement)	7.87	207 (30)	365 (53)	303 (44)	2.68	4.72
AISI 4340 Acier (trempé)	7.87	207 (30)	1722 (250)	1515 (220)	2.68	22.3
6061-T6 aluminium (Alliage)	2.70	68.9 (10)	310 (45)	275 (40)	2.60	11.7
7178-T6 aluminium (Alliage)	2.70	68.9 (10)	606 (88)	537 (78)	2.60	22.9
Ti-6Al-4V titanium (Alliage agé)	4.43	110 (16)	1171 (170)	1068 (155)	2.53	26.9
17-7 PH Acier inoxydable (agé)	7.87	196 (28.5)	1619 (235)	1515 (220)	2.54	21.0
INCO 718 Alliage de Nickel (agé)	8.2	207 (30)	1399 (203)	1247 (181)	2.57	17.4
Matrice époxy fibres de carbone à haute résistance (unidirectionnelle) a	1.55	137.8 (20)	1550 (225)	—	9.06	101.9
Matrice époxy fibre de carbone à haut module E (unidirectionnelle)	1.63	215 (31.2)	1240 (180)	—	13.44	77.5
Matrice époxy fibre de verre E (unidirectionnelle)	1.85	39.3 (5.7)	965 (140)	—	2.16	53.2
Fibres de Kevlar 49 – Matrice Epoxy (unidirectionnel)	1.38	75.8 (11)	1378 (200)	—	5.60	101.8
Matrice d'alliage de bore Fiber-6061 Al (recuit)	2.35	220 (32)	1109 (161)	—	9.54	48.1
Matrice époxy fibre de carbone (quasi-isotrope)	1.55	45.5 (6.6)	579 (84)	—	2.99	38
Composé à mouler en feuille (SMC) composite (isotrope)	1.87	15.8 (2.3)	164 (23.8)	—	0.86	8.9

Les indications de 'a' et 'b' sont les suivantes :

- a : Pour les composites unidirectionnels, les fibres sont unidirectionnelles et les valeurs de résistance à la traction du sable module E rapportées sont mesurées dans la direction des fibres, c'est-à-dire dans la direction longitudinale du composite.
- b : Le rapport module E-poids et le rapport résistance-poids sont obtenus en divisant les valeurs absolues par le poids spécifique du matériau respectif. Le poids spécifique est défini comme le poids par unité de volume. Il est obtenu en multipliant la densité par l'accélération due à la gravité.

Tableau I-2 : Propriétés thermiques de quelques métaux et matériaux composites sélectionnés [18]

Matériau	Densité (g/cm ³)	Coefficient de dilatation thermique (10 ⁻⁶ /°C)	Conductivité thermique (W/m°K)	Rapport de Conductivité thermique / poids (10 ⁻³ m ⁴ /s ³ °K)
Aciers plein en Carbone	7.87	11.7	52	6.6
Cuivre	8.9	17	388	43.6
Alliage d'Aluminium	2.7	23.5	130-220	48.1-81.5
Alliage de titane Ti-6Al-4V	4.43	8.6	6.7	1.51
Invar	8.05	1.6	10	1.24
K1100 matrice de fibre de carbone – époxy	1.8	-1.1	300	166.7
Matrice de Fibres de Verre - Epoxy	2.1	11-20	0.16-0.26	0.08-0.12
SiC aluminium renforcé par des particules	3	6.2-7.3	170-220	56.7-73.3

I.3- Les constituants des matériaux composites :

Il est primordial de parler des constituants des matériaux composites qui sont représentés dans la figure I-3, car contrairement à la plupart des matériaux traditionnels, ceux-ci sont hétérogènes et sont constitués de deux ou plusieurs composants [6].

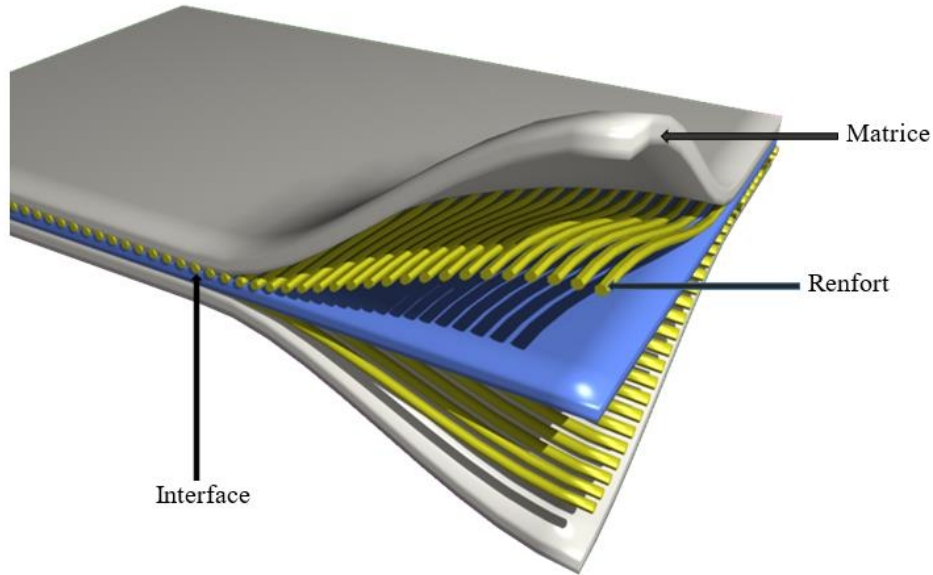


Figure I-3 : Constitution d'un matériau composite [8].

I.3.1- Les Renforts :

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite dont un grand nombre sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les principaux renforts sont exposés sur la figure I-4.

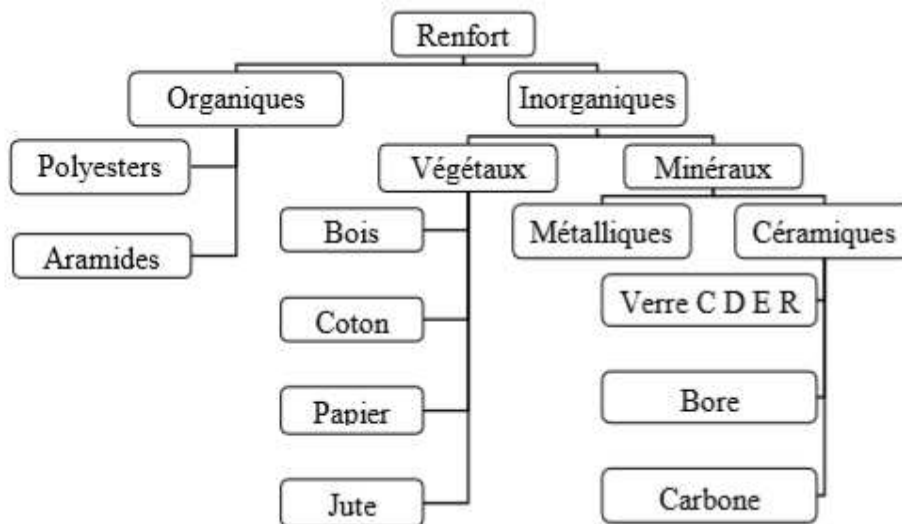


Figure I-4 : Les principaux renforts [1]

I.3.1.1- Les Formes des Fibres :

Les renforts se trouvent généralement sous forme de particules ou de fibres qui se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri-directionnel ou plus) [7]. Parmi les formes des fibres, on trouve :

I.3.1.1.1- Les formes linéiques :

Le diamètre de ces fibres est tellement petit (de l'ordre de quelques dizaines de micromètres) qu'on ne peut les qualifier que d'une seule dimension. Afin d'avoir une utilisation pratique de ces fibres, ces derniers appelés aussi filaments élémentaires sont réunis en fils ou en mèches de différentes formes. Les formes linéiques de fibres sont caractérisés par leur masse linéique exprimée en *tex* qui correspond à la masse d'un fil de longueur de 1000 mètres (soit 1 *tex* = 1g/1km). [1]

I.3.1.1.2- Les formes surfaciques :

On parle de forme surfacique des fibres quand les fils sont réalisés en forme de surfaces avec des chaînes et des trames comme le montre la figure I-5, elles peuvent être de différents types :

- **Les Mats** : qui sont des fils disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle qui conduit à une isotropie des propriétés mécaniques dans le plan, et sont maintenus par un liant qui suivant la mise en œuvre peut être soluble ou non dans la matrice. Les mats peuvent être classés en mats peu déformables qui sont à base de fils continus, et en emboutis qui sont caractérisés par un allongement régulier du mat dans toutes les directions. Les mats sont utilisés principalement dans les pièces à formes complexes par moulage sous vide ou par compression. [1]
- **Les Tissus ou Les Rubans** : qui sont un ensemble surfacique de fils ou de mèches réalisé sur un métier à tisser, constitué de chaînes qui sont un ensemble de fils parallèles répartis dans un plan suivant la longueur du tissu, et de trames qui sont un ensemble de fils qui s'entrecroisent avec les fils de chaînes. [1] Les performances et propriétés mécaniques des tissus dépendent de :
 - Le type de fils (verre, carbone...) avec ou sans torsion.
 - Le type des armures (sergé, satin...).
 - La densité des contextures selon les directions des trames et des chaînes.

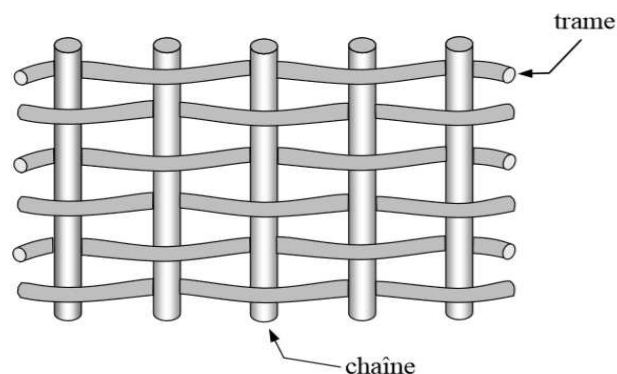


Figure I-5 : Chaîne et trame d'un tissu [1]

- **Tissu croisé avec entrecroisement** : On distingue donc différents types de tissus suivant les fils ou les mèches utilisés et leurs entrecroisements ou armures. On trouve parmi les principales armures utilisés :
 - **Taffetas** : Un tissu très plats dont les fils s'entrecroisent alternativement conduisant à des propriétés mécaniques identiques suivant les directions chaines et trames, caractérisé par la peu-déformabilité, et une diminution des performances mécaniques des composites à cause de haut degré de courbures des fibres.
 - **Sergé** : Dans cette armure le nombre de fils de trames et de chaines d'entrecroisement est variant de 2×1 , deux fils trame passant sur un fil chaîne sous deux fils chaines à 2×2 , deux fils trame passant sur deux fils chaines et sous deux fils chaines. Le tissu sergé offre donc la souplesse et la densité à la fois, permettant un bon glissement des fils pour l'utilisation des formes courbés.
 - **Satin** : Semblable à celle du sergé, l'armure satin diffère seulement dans le nombre de fils de chaines et de trames s'entrecroisant qui est de 4×8 offrant donc un tissu avec une face à plus de chaines et une autre à plus de trames. L'armure satin est destinée principalement aux formes complexes à grande courbure [1].
- **Tissu croisé sans entrecroisement** : Un tissu croisé est une superposition des deux plans, un contenant que des chaines et l'autre que des trames, reliées entre eux par des fils fins de trames et de chaines n'intervenant pratiquement pas dans les performances mécaniques du tissu.
- **Tissu à armure unidirectionnelle** : Dans ce type de tissu, les fils sont alignés parallèlement à la direction des fils fins qui les réunissent ensemble. L'armure unidirectionnelle offre des performances mécaniques très élevés dans la direction des fils.
- **Structures tissés multidirectionnelles** : parmi les différentes structures tissées multidirectionnelles on trouve :
 - **Tresses et préformes** : A partir du tissu tubulaire, différents forme d'armures peuvent être formées, comme les formes conique ou cylindrique dont les fils s'entrecroisent en hélice avec variation du pas et d'angle d'orientation permettant d'obtenir divers type de tissu appelées tresses.
 - **Tissus multidirectionnelles** : Comme indique leur nom, les tissus multidirectionnels sont des armures faites par des fils répartis suivant plusieurs directions dans l'espace suivant les lignes orthogonales, permettant d'aboutir à des tissages 3D, 4D dont l'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes [1].

Les principales textures des tissus sont montrées sur la figure I-6 ci-dessous :

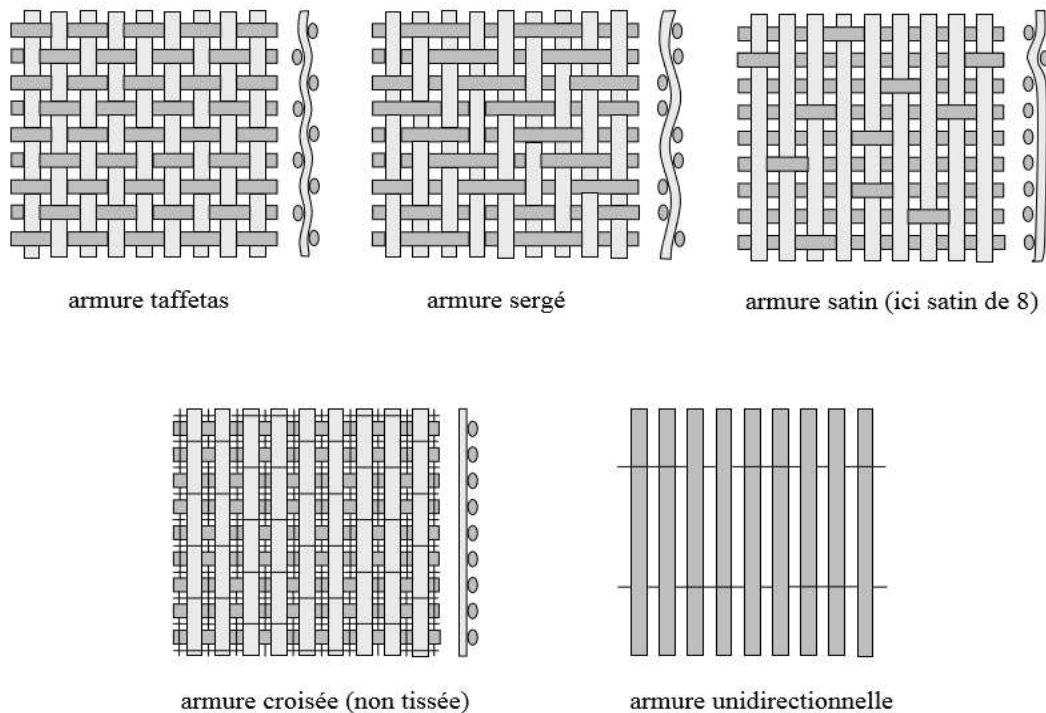


Figure I-6 : Les principaux types d'armures utilisés pour le tissage des tissus [1]

I.3.1.2- Les principale Fibres :

On distingue plusieurs types de fibres utilisés dans plusieurs domaines, on trouve parmi ces types :

I.3.1.2.1- Les fibres de verre :

Parmi les différents types de fibres, celles du verre sont les plus utilisés dans la construction de structures composites à cause de leur excellent rapport performances-prix [7]. L'appellation fibres de verre est un nom générique comme fibre de carbone, acier ou aluminium. Tout comme différentes compositions d'aciers ou d'alliages d'aluminium sont disponibles, de nombreuses compositions chimiques de fibres de verre sont disponibles dans le commerce.

Les fibres de verre courantes sont à base de silice (environ 50 à 60% de SiO_2) et contiennent une foule d'autres oxydes de calcium, de bore, de sodium, d'aluminium et de fer, par exemple [4]. Ces fibres sont caractérisées par un module de Young élevé, une forte résistance et une densité quasiment faible. Cependant ces propriétés sont bien inférieure à celles des autres types destinés à la construction des composites à hautes performances.

I.3.1.2.2- Les fibres de carbone :

Le carbone est élément très léger et peut exister sous diverses formes cristallines. Les fibres de ce dernier ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur qui se trouve sous forme de fibres acryliques élaborées à partir du Polyacrylnitrique (PAN) dont dépend la qualité des fibres de carbone finales. Ces

derniers sont caractérisés par leur hautes performances notamment la faible densité, très haute résistance à la rupture et à la flexion et leur grand module [7].

On trouve les fibres de carbone dans de nombreuses applications dans l'aéronautique, le spatial ainsi que les sports et loisirs de compétitions (Formule 1, mâts de bateaux). Le prix de ces fibres reste relativement élevé mais il n'a cessé de diminuer avec l'augmentation des volumes de production [10]

I.3.1.2.3- Les fibres aramides :

La fibre d'aramide est un terme générique désignant une classe de fibres organiques synthétiques appelées fibres de polyamide aromatiques qui est une fibre fabriquée dans laquelle la substance formant la fibre est un polyamide synthétique à longue chaîne dans lequel au moins 85% des liaisons amides sont directement attachées à deux cycles aromatiques". Les noms commerciaux bien connus de fibres d'aramide incluent Kevlar et Nomex (Du Pont) et Twaron (Teijin Aramid) [4]. La fibre d'aramide est très légère et présente une variété en performances selon le type de fibre utilisé mais les plus utilisés ont une rigidité et une résistance en traction très élevées, il a environ la moitié du module mais le double de la résistance à la rupture et à la flexion ce qui la rend la plus utilisée pour la fabrication des tenus anti bales.

I.3.1.2.4- Les fibres céramiques :

Ces fibres sont élaborées à partir de matériaux céramiques par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Elles sont destinées principalement aux applications où la température est très élevée (entre 500 et 2000 C⁰) notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avion et des navettes, et dans les applications nucléaires. Parmi les fibres céramiques on trouve les fibres de Bore, les fibres de carbures de Silicium et les fibres de Bore de carbure de Silicium [7]. Les fibres céramiques continues présentent un ensemble attrayant de propriétés. Ils combinent une résistance élevée et un module d'élasticité avec une capacité de température élevée et une absence générale d'attaque environnementale. Ces caractéristiques les rendent attractifs en tant que renforts dans les matériaux de structure à haute température [4].

I.3.1.2.5- Les autres fibres :

Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique...). Elles possèdent des modules d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Ces fibres sont appréciées à cause de leur prix de revient assez bas pour la plupart d'entre elles et la haute capacité d'isolation thermique pour certaines d'entre elles [9]. Parmi ces autres types, On peut citer :

- les fibres d'origine végétale (cellulose, lin, chanvre,... etc.).
- les fibres d'origine minérale (amiante, silice).
- les fibres synthétiques (tergal, dacron, etc.) issus des polyesters, de polypropylène ou de polyéthylène
- les fibres métalliques (acier, cuivre, aluminium) qui sont utilisées souvent avec des matrices métalliques.

I.3.2- La matrice :

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Le rôle de cette dernière est de garder les renforts ensemble et d'assurer la bonne répartition des charges sur eux. Les résines polymères existent en grand nombre et sont constituées elles même de charges qui servent à les améliorer. Chacune à un domaine d'utilisation particulier. Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2200°C peuvent être atteintes [7]. La figure I-7 montre les principaux types de résine :

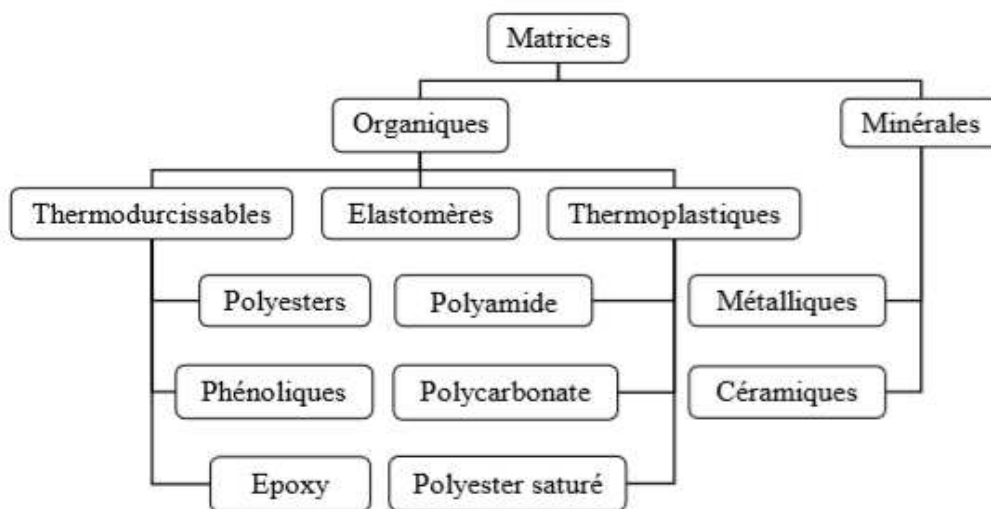


Figure I-7 : Les types de matrice [1].

Les résines constituent la matrice et occupent une partie importante de fraction volumique dans plusieurs cas, elles servent à maintenir les fibres ensemble et transférer les sollicitations à ces derniers et les protéger de l'environnement extérieur [11]. Les résines doivent donc avoir des très bonnes propriétés afin de conserver celle du matériau composite dont elles sont destinées à former, c'est donc en fonction de ces propriétés et composants qu'on distingue plusieurs types de résines qui ont la faculté de pouvoir être mise en forme pour donner un matériau fini ou semi fini [1].

I.3.2.1- Les résines thermodurcissables :

Les résines thermodurcissables possèdent la propriété qu'elles ne peuvent être mise en forme qu'une seule fois car leur mise en forme par polymérisation en présence de chaleur ne peut être détruite que par une importante énergie thermique. Ceci qui leur confère des propriétés mécaniques très élevées et sont donc les plus utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites [1]. On distingue alors :

- **Les résines polyesters** : Ces résines sont les plus utilisés dans le monde des matériaux composites à cause de leur faible coût de production, diversité de multiples choix, adaptation aux simples procédés de fabrication. Les résines polyesters ont de très bonnes propriétés mécaniques traduites par leur bonne rigidité et stabilité dimensionnelle, leur bonne tenue chimique et leur facilité de mise en œuvre mais présentent quelques

inconvénients comme la médiocre tenue en température, la dégradation par effet de rayons ultraviolets et les défauts liés aux retraits [1].

- **Les résines de condensation** : Les résines de condensation sont des anciennes résines thermodurcissables utilisées dans le cas des pièces nécessitant une bonne résistance aux agents chimiques et une tenue élevée en température. Elles ont des bonnes propriétés exprimées par leur stabilité dimensionnelle, leur faible retrait et leur bonne résistance aux agents chimiques, or elles présentent quelques défauts comme la non-adaptation aux produits alimentaires et la difficulté de production. Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les résines aminoplastes et les résines furaniques.
- **Les résines époxydes** : Après les résines polyesters, les résines époxydes sont les plus utilisées à cause de leurs propriétés mécaniques excellentes ce qui leur confère la faculté de pouvoir être utilisées sans le rajout des charges. Les résines époxydes sont donc chères au marché et sont désignées pour les composites à hautes performances notamment l'industrie spatiale et aéronautique. Parmi les avantages de ces résines on peut citer leur bonne résistance à la traction, à la flexion et aux agents chimiques, la facilité de mise en forme et le très faible retrait, cependant elles sont coûteuses et sensibles à la fissuration [12].

I.3.2.2- Les résines thermoplastiques :

Les résines thermoplastiques possèdent la singularité de pouvoir être mise en forme et reformées plusieurs fois seulement par chauffages et refroidissement, elles sont donc recyclables ce qui les rend de faible coût et offrent la possibilité d'élaboration avec la majorité des procédés, cependant cela leur donne des caractéristiques médiocres [1]. Les résines thermoplastiques présentent une très grande famille et peuvent être classées en deux grandes catégories majeures qui sont les résines thermoplastiques en grande diffusion et les résines thermoplastiques techniques.

I.3.2.3- Les résines thermostables :

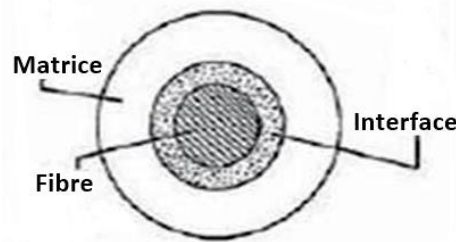
Les résines thermostables sont quasiment identiques aux résines thermodurcissables, elles diffèrent avec ces dernières seulement en la tenue à la température et sont donc utilisées pour la fabrication des pièces à hautes performances résistantes à des hautes températures. Ces résines sont donc ainsi destinées pour l'industrie aéronautique et de l'espace. Parmi les résines thermostables, on peut citer les résines bismaléimides et les résines polymides [1].

I.3.3- Les additifs :

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçantes, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm). Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites [13].

I.3.4- L'interface :

L'interface renfort-matrice est souvent considérée comme une surface de contact, mais ce n'est pas une surface au sens géométrique du terme. Elle assure la compatibilité renfort-matrice et l'adhésion, en transmettant les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif (interface). A cause de sa structure, l'interface peut être considérée d'un point de vue mécanique, comme un point faible du composite. Dans le transfert d'effort orienté dans le sens de l'axe de la fibre, l'interface est considérée comme une couche de cisaillement. Lorsqu'il n'y a pas de décohésion inter-faciale, le comportement est élastique : le cisaillement interrassial est linéairement proportionnel à la différence de déplacement entre la matrice et la fibre au niveau de leurs parois [14].



Présentation de l'interface matrice-fibres [2]

I.4- Classification des Matériaux Composites :

I.4.1- Classification selon l'utilité :

Selon leur taux d'utilisation qui a augmenté remarquablement au cours des dernières décennies, les composites sont classés en deux grandes catégories : les composites à grande diffusion et les composites à haute performance [15].

I.4.1.1- Les composites à grande diffusion :

Les matériaux composites à grande diffusion 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 [15]. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters avec des fibres de verre avec la simplicité du principe d'élaboration des matériaux (moulage par contact, SMC et injection), ce qui rend leurs coûts voisins.

I.4.1.2- Les composites à hautes performances :

Ils sont principalement utilisés dans l'aéronautique et sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues en carbone. 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 à hautes performances [15].

I.4.2- Classification selon la forme des constituants :

Les matériaux composites dépendent des constituants (renforts et matrice) qui leur forment. En effet, suivant ces composants peuvent être classés les composites en deux grandes classes : les matériaux composites à fibres et les matériaux composites à particules.

I.4.2.1- Les Composites à Fibres :

Les renforts sont généralement plus durs que les matrices. Ils contribuent à améliorer la résistance mécanique à la traction et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire dans ce cas. Les fibres utilisés se présentent soit sous une forme continues, soit sous une forme discontinue (coupés, courtes...). Leurs arrangement et orientations permettent d'aboutir à des propriétés mécaniques précises des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan [1]. Parmi les fibres les plus connus, on en trouve les fibres de verre qui ont un bon rapport de prix/qualité et sont largement utilisés, et les fibres de carbone qui sont généralement conçus pour les composites à hautes performances.

I.4.2.2- Les composites à Particules :

Un composite est dit à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules, qui par opposition aux fibres ne possède pas une dimension privilégiées. Les composites à particules sont généralement utilisés pour améliorer certain propriétés mécaniques des matériaux ou de matrice comme la rigidité, la tenue à la température et la résistance à l'abrasion [1].

I.4.3- Classification selon la nature des constituants :

Il est évident que la nature de chaque chose influe directement sur son apparition et sur son comportement que nous traduisons en propriétés mécaniques, et encore beaucoup plus dans le cas des matériaux composites, parce que ces derniers sont constitués d'éléments de natures distinctes, ce qui rajoute de la diversification à cela [1]. On distingue essentiellement selon la nature de la matrice 3 catégories de composites :

I.4.3.1- Composites à matrice organique :

Peuvent contenir des fibres :

- Minérales : verre, carbone.
- Organiques : kevlar, Polyamides
- Métalliques : bore, aluminium

I.4.3.2- Composites à matrice minérale :

Peuvent être combinés à partir des alliages légers d'aluminium, de magnésium et de titane avec des fibres :

- Minérales : carbone, carbone de silicium.
- Métalliques : bore.
- Métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BSiC).

I.4.3.3- Composite à matrice métallique :

Peuvent contenir :

- Des fibres métalliques (bore).
- Des particules métalliques comme les cermets.
- Des particules minérales comme les carbures et les nitrates.

Les principaux types de composites sont exposés ci-dessous sur le tableau I-3 :

Tableau I-3 : Exemples des matériaux composites [1]

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
<p>1. <i>Composites à matrice organique</i></p> <p>Papier, carton</p> <p>Panneaux de particules</p> <p>Panneaux de fibres</p> <p>Toiles enduites</p> <p>Matériaux d'étanchéité</p> <p>Pneumatiques</p> <p>Stratifiés</p> <p>Plastiques renforcés</p>	<p>Résine/charges/fibres cellulose-siques</p> <p>Résine/copeaux de bois</p> <p>Résine/fibres de bois</p> <p>Résines souples/tissus</p> <p>Elastomères/bitume/textiles</p> <p>Caoutchouc/toile/acier</p> <p>Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc.</p> <p>Résines/microsphères</p>	<p>Imprimerie, emballage, etc.</p> <p>Menuiserie</p> <p>Bâtiment</p> <p>Sports, bâtiment</p> <p>Toiture, terrasse, etc.</p> <p>Automobile</p> <p>Domaines multiples</p>
<p>2. <i>Composites à matrice minérale</i></p> <p>Béton</p> <p>Composite carbone-carbone</p> <p>Composite céramique</p>	<p>Ciment/sable/granulats</p> <p>Carbone/fibres de carbone</p> <p>Céramique/fibres céramiques</p>	<p>Génie civil</p> <p>Aviation, espace, sports, bio-médecine, etc.</p> <p>Pièces thermo-mécaniques</p>
<p>3. <i>Composites à matrice métallique</i></p>	<p>Aluminium/fibres de bore</p> <p>Aluminium/fibres de carbone</p>	<p>Espace</p>
<p>4. <i>Sandwiches</i></p> <p>{ Peaux</p> <p>{ Ames</p>	<p>Métaux, stratifiés, etc.</p> <p>Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.</p>	<p>Domaines multiples</p>

I.5- Architecture des matériaux composites :

I.5.1- Les monocouches :

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite (figure I-9). Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres continue, à fibres courtes, fibres tissus et mat [15].

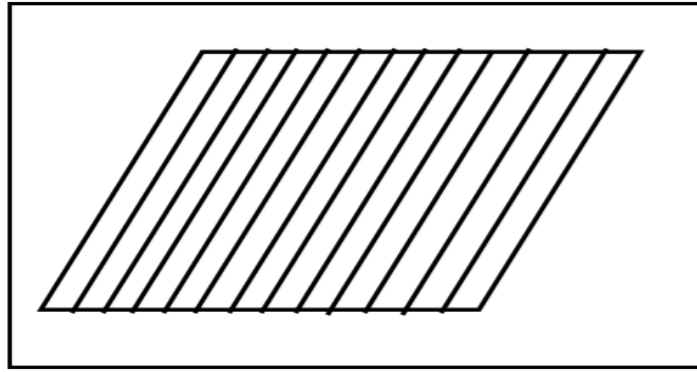


Figure I-9 : Architecture des monocouches [7]

I.5.2- Les stratifiés :

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacune une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié figure (I-10). Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques [16]. On pourra avoir des stratifiés de type :

- Equilibré : stratifié comportant autant de couches orientées suivant la direction $+\theta$ que de couches orientées suivant la direction $-\theta$.
- Symétrique : stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.
- Orthogonal : stratifié comportant autant de couches à 0° que de couches à 90° .

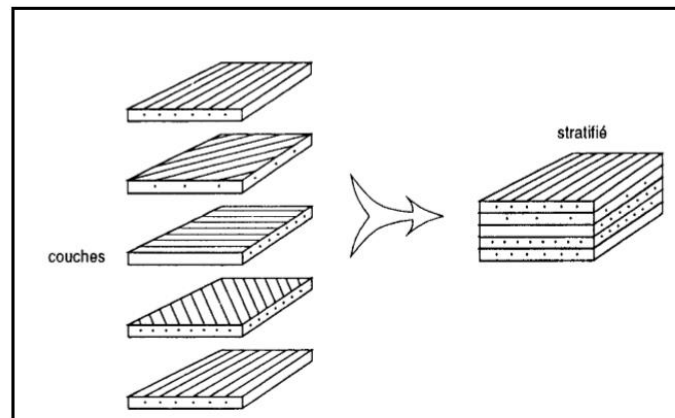


Figure I-10 : Architecture des stratifiés [7]

I.5.3- Les sandwichs :

Ce sont des 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 (figure I-11). L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande rigidité en flexion et c'est un excellent isolant thermique. Les structures composites

subissant des sollicitations de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwichs. Une structure sandwich est composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structures stratifiées [17].



Figure I-11 : Architecture des sandwichs [7]

I.6- les applications des Matériaux Composites :

Contrairement aux matériaux traditionnels qui sont utilisés que dans des applications et des domaines précises, Le domaine d'application des matériaux composites est tellement vaste qu'on ne peut pas les citer tous ici, on va se contenter de citer les domaines majeures qui comprennent essentiellement : l'aviation, l'espace, l'automobile, le maritime, les bagages de sport. Les matériaux composites sont également utilisés dans d'autres secteurs comme l'industrie électronique, industrie pétrolière, l'industrie médicale et biomédicale et dans d'autres industries.

Le secteur d'ingénierie est aussi connu par l'existence des matériaux composites, que leur mettre en œuvre demande un design précis et une fabrication moderne pour assurer leurs propriétés mécaniques et thermiques. Les matériaux composites offrent aux industriels des possibilités nouvelles d'associer fonction, forme et matériaux, au sein de réalisations des matériaux et systèmes de plus en plus performants et de mieux satisfaire des besoins parfois contradictoires (poids, fonctions...) auxquels les matériaux homogènes classiques répondent difficilement [18].

I.6.1- L'industrie aérospatiale :

La réduction du poids est la raison essentielle pour l'utilisation des matériaux composites dans plusieurs véhicules d'espace. A travers les diverses applications pour les structures spatiales, on trouve : les portes de cabines, les commandes de manipulation, les tubes de pression... etc. En plus de sa grande utilisation dans les pièces de structures, les matériaux

composites sont également utilisés pour les petites pièces de structures, comme les panneaux de soleil, les antennes et les plateformes optiques [19].

I.6.2- L'industrie aéronautique :

Tout comme à l'application spatiale, le but principal de l'utilisation des matériaux composites dans le secteur aéronautique est la réduction du poids. En effet l'introduction des composites à base de fibres dans le secteur aéronautique a permis aux avions gigantesques de l'air voler, et leur a donné une forte résistance aux conditions extérieures notamment la corrosion et l'impact lié aux conditions météorologiques [19]. L'application des composites dans l'aéronautique a connu un développement rapide et une grande évolution depuis les années 70, on en note 23 % de la structure du fameux Airbus A380, le géant des airs, était déjà en matériaux composites. 12 % pour le Boeing 777, de conception plus ancienne.

I.6.3- L'industrie automobile :

L'industrie automobile reste un grand champ d'investigation pour les matériaux composites. A ce jour, plus de 30 000 tonnes de matières plastiques et composites sont utilisées pour la fabrication de pièces de carrosserie, notamment dans les parechocs, les ailes, les portes latérales, les ouvrants arrières, les pièces sous capot... [20] Les applications des composites renforcés de fibres dans l'industrie automobile prend de plus en plus d'espace et d'influence, ces applications peuvent être classées en trois groupes : composants de carrosserie, composants de châssis et moteurs.

I.6.4- L'industrie marine :

Le besoin d'avoir des moyens de transport navale plus rapides et plus résistant aux conditions marines a fait appel à l'introduction des matériaux composites renforcés par des fibres dans la construction des bateaux [6]. En effet la légèreté a permis d'aboutir à des navires plus rapides et permettant de transporter beaucoup plus de poids, la résistance à la corrosion a permis d'avoir des durées de vie plus longues et la résistance à la rupture a garanti une solidité face aux chocs des vagues.

I.6.5- L'application militaire :

Les applications composites sur les avions militaires ont commencé avec quelques composants structurels secondaires sélectifs, tous composés d'époxyde renforcé de fibres de carbone. Une bonne corrélation a été trouvée entre le programme d'essais au sol et dans l'environnement et la performance des composants après exposition au vol [18]. Ce qui a permis par la suite non seulement de concevoir mais de fabriquer des gilets anti-balle plus résistants et fiables et des engins beaucoup plus fort et des avions de chasse beaucoup plus rapide comme les avions furtifs.

I.6.6- L'application sportive :

Les polymères renforcés de fibres sont largement utilisés dans les articles de sport allant des raquettes de tennis aux chaussures de sport, et sont choisis parmi les matériaux traditionnels tels que le bois, les métaux et le cuir dans bon nombre de ces applications. L'application sportive des composite présente les avantages suivantes : réduction de poids, amortissement des vibrations et souplesse de conception [18]. Parmi la large gamme d'utilisation des composites

surtouts ceux renforcés par des fibres, on peut citer : les raquettes de tennis, de Hockey et de ski, les souliers de football, les arcs de tir, les voitures de formula 1 ...etc.

I.6.7- L'infrastructure :

Les matériaux composites ont un grand potentiel pour remplacer le béton armé et l'acier dans les ponts, les bâtiments et autres infrastructures civiles, La principale raison de la sélection de ces composites est leur résistance à la corrosion, qui allonge leur durée de vie et réduit les coûts de maintenance et de réparation [6]. Un autre avantage de l'utilisation des composites renforcés de fibres de pour les grandes structures est leur poids léger, ce qui signifie une possibilité de construire des structures plus grandes.

I.6.8- Le biomédicale :

Après l'aéronautique, l'automobile ou bien encore la construction, les composites trouvent leur place dans le secteur des activités médicales. En effet, Implants osseux, prothèses en tous genres, vis et tiges pour réparer une fracture, plaque de réfection abdominale après une hernie ou une éventration, mais aussi instrumentation. Les composites, qui sont le plus souvent des mélanges de fibres et de résines polymères, offrent toujours plus de solutions aux chirurgiens et aux médecins [21]. Ils peuvent remplacer métaux et plastiques, voire offrir de nouvelles propriétés et Si leur applications sont encore peu répandues, l'innovation promet d'accélérer leur développement.

Les différents domaines d'utilisation des matériaux sont montrés ci-dessous par les schémas sur la figure I-12

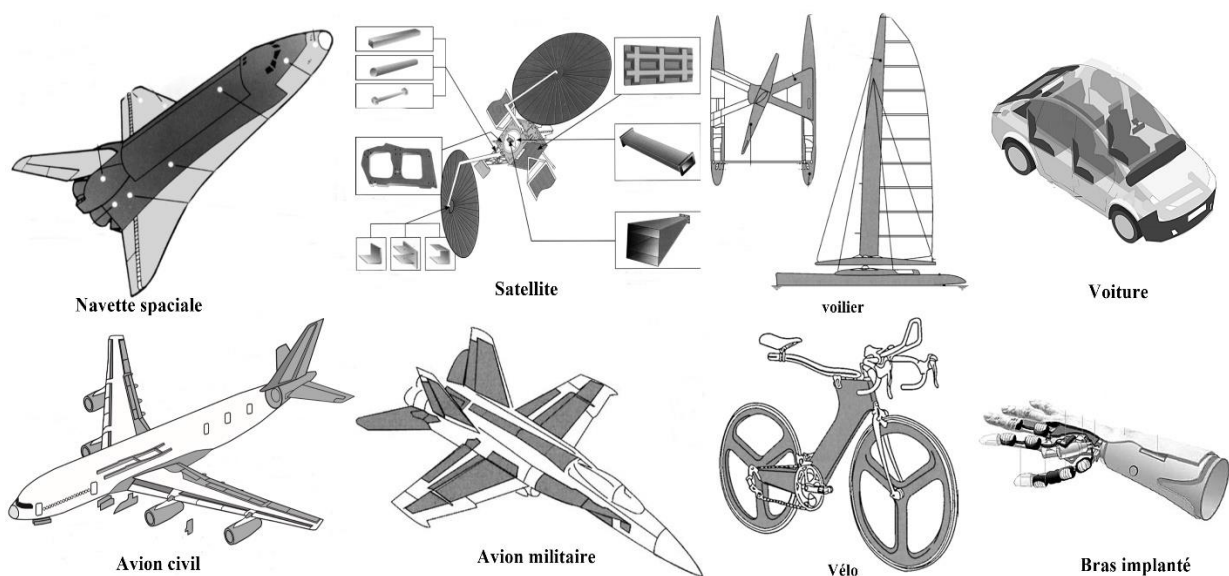


Figure I-12 : Applications des composites [3]

I.7– Les méthodes d’élaboration des composites :

On peut dire que l’élaboration est la transformation des matériaux d’un état à un autre. Et parce que les matériaux composites comportent deux ou plusieurs composants, leur technique d’élaboration est différente de celle des métaux usuels. Il y a par la suite plusieurs types de techniques d’élaboration des matériaux composites disponibles, elles consistent à élaborer les pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort [1]. Cette technique appelée *stratification*, conduisant à l’élaboration de stratifiés. Généralement le choix d’un procédé d’élaboration se fait en fonction de certains paramètres à savoir :

- Imprégnation du renfort par le système résineux.
- Mise en forme à la géométrie de la pièce.
- Durcissement du système qui est :
 - soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables,
 - soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

I.7.1- Moulage sans pression :

Est considérée comme la méthode la plus simple des moulages car ça nécessite un minimum d’équipement sans l’intervention d’une presse pour la mise en œuvre, elle est utilisée généralement pour les matériaux composites à fibres de verre. Les méthodes de moulage sans pression sont généralement utilisées pour les petites pièces qui ne demandent pas une grande précision, parmi elles on trouve :

- **Moulage au contact :** Le principe du moulage au contact (figure I-13) consiste à disposer dans un moule revêtu d’un agent de démoulage les renforts (sous forme de mat ou de tissu) imprégnés manuellement d’une matrice thermodurcissable, les pièces de formes quelconques peuvent donc être réalisées avec une cadence très faible. Cette technique est plus réservée à la réalisation de pièces prototypes ou de simulation [1].

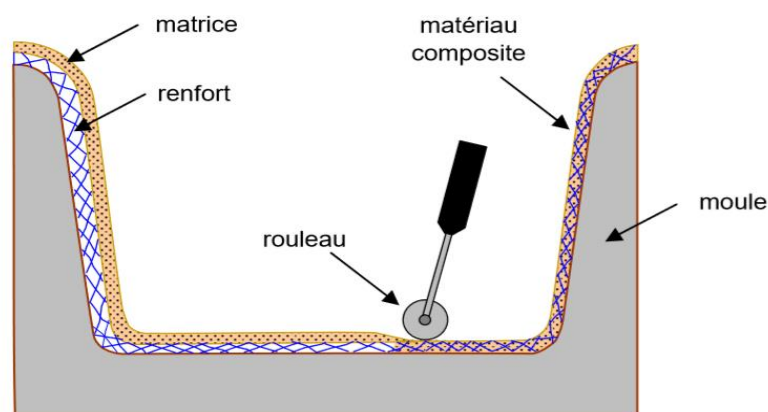


Figure I-13 : Principe du moulage au contact [1]

- **Moulage par projection simultanée :** Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifil et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et ébullée au rouleau cannelé [1]. Le moulage par projection (figure I-14) permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient.

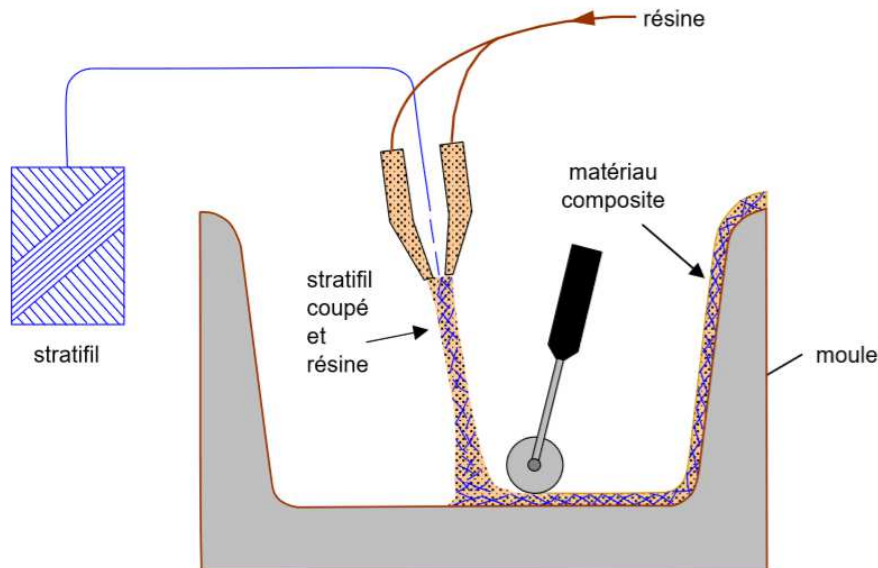


Figure I-14 : Principe du moulage par projection simultanée [1]

I.7.2- Moulage sous Vide :

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Après enduction de gel-coat, on dispose le renfort sur un moule rigide puis on coule la matrice le contre moule recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc...) est ensuite emboîté. Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre moule poreux qui étale et dé-bulle la résine. Le contre moule peut éventuellement être limité à la seule membrane d'étanchéité.

Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites à moyenne séries il permet d'obtenir de bonne qualité mécanique grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air [1]. Dans le cas de l'utilisation d'un contre moules rigide, un bel aspect de surface et en tenue sur les deux faces de cadence de production sont toutefois assez lente. Le principe du moulage sous vide est montré sur la figure I-15.

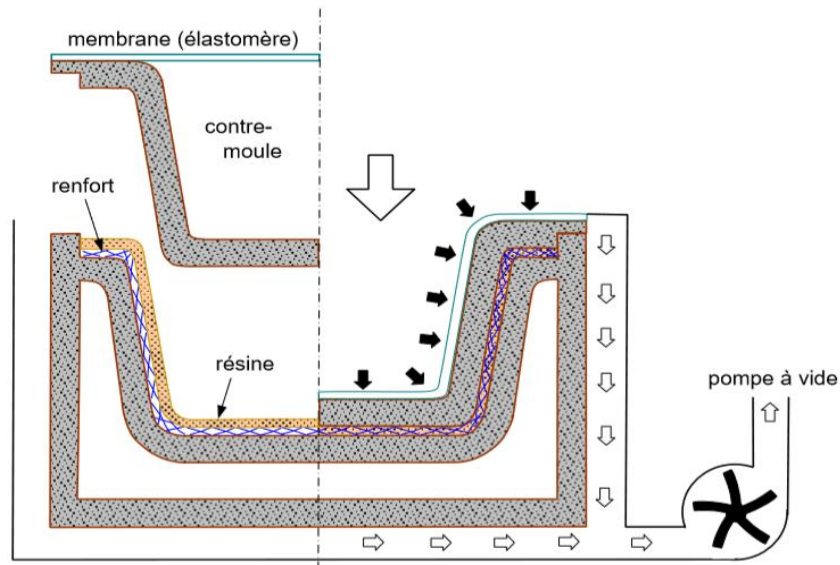


Figure I-15 : Principe du moulage sous vide [1]

I.7.3- Moulage par compression :

Dans cette technique de moulage par compression on distingue 4 types [1]. Parmi eux :

- **Moulage par injection de résine** : Le moulage sous pression par injection de résine (figure I-16) consiste à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé. Ce type de moulage permet d'obtenir des pièces à caractéristiques mécaniques élevées à cause de la grande proportion des fibres et de l'alimentation automatique de résine. Le moulage par injection de résine est en général destiné aux pièces de profondes formes.

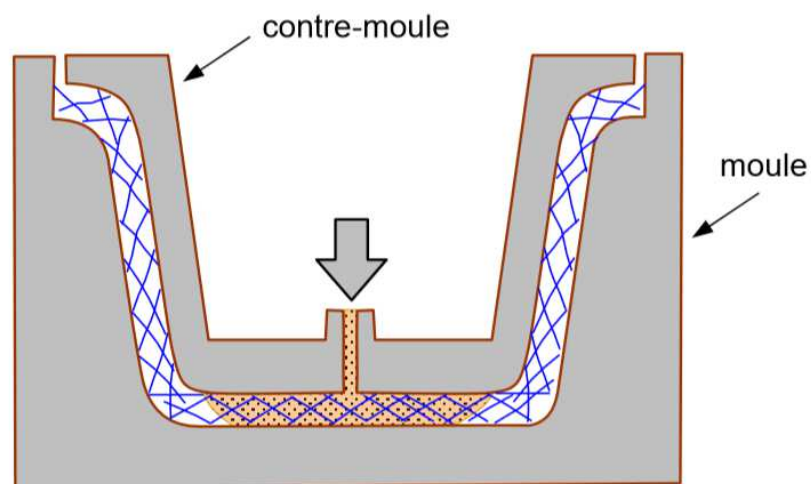


Figure I-16 : Principe du moulage pas compression (injection de la résine) [1]

- **Moulage par compression à froid** : Cette technique consiste à utiliser le même procédé des autres type de moulage par compression, c'est-à-dire la pression par un contre-moule, elle est effectuée à basse pression et sans chauffage du moule en laissant l'énergie calorifique de la résine maintenir le moule à des températures suffisante. Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces à moyennes dimensions et permet de donner un bel aspect de surfaces sur chaque face des pièces.
- **Moulage par compression à chaud** : Dans le moulage par compression à chaud, on se sert d'une presse hydraulique et d'un moule métallique chauffant contenant un agent de démoulage qui permet l'obtention de bonne surface à la fin du démoulage. La température et la pression sont déterminées en fonction du type de la résine et des renforts utilisés, ces derniers seront donc disposés dans le moule en coulant la résine sur chaque couche des fibres.
- **Moulage par injection** : C'est une des méthodes les plus répandues pour les matrices thermoplastiques, elle réalisé sur les presses conventionnelles pour la production de grandes séries des pièces. Les granulés comportent la résine et le renfort ou des mats pré-imprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède, pour que la matrice soit fluidifiée et injectée dans le moule.

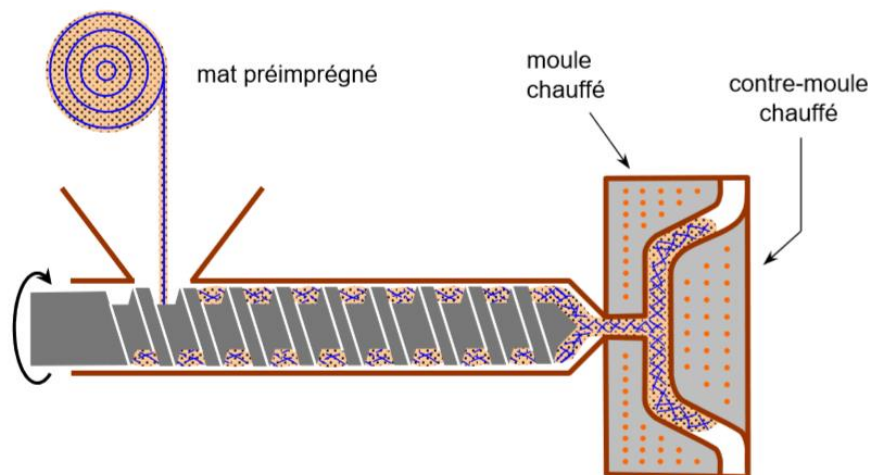


Figure I-17 : Principe du moulage par injection

I.7.4- Moulage en continu :

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes et panneaux ondulés et nervures, il peut être entièrement automatisé ce qui le rend nécessitant un investissement important [1]. Le principe du procédé est montré sur la figure I-18. Ce procédé est séparé en les phases suivantes :

- Imprégnation des renforts.
- La mise en forme de la phase.
- Polymérisation de la phase.
- Le refroidissement.

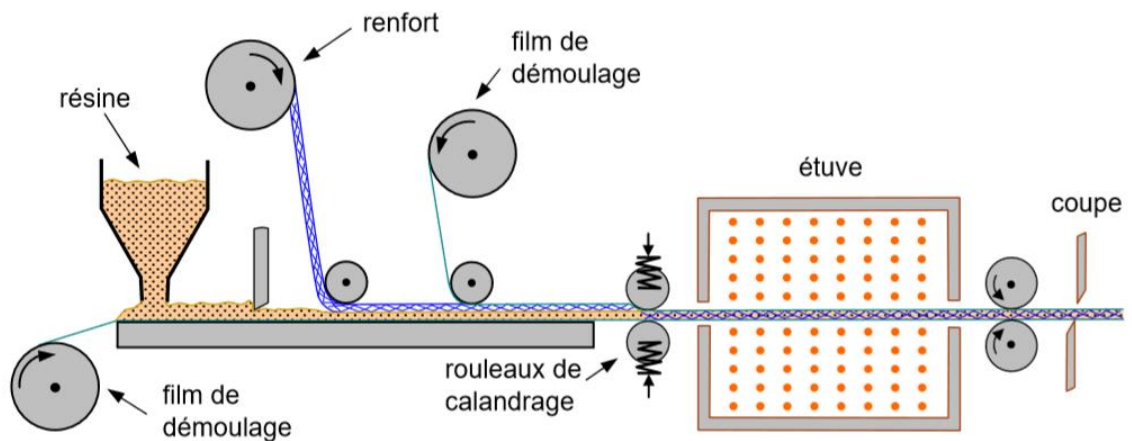


Figure I-18 : Principe du moulage en continu [1]

I.7.5- Moulage par pultrusion :

Le procédé de moulage par pultrusion (figure I-19) sert pour la fabrication de profilés à section constantes, hautement renforcés dans la direction principale, il est applicable aux résines thermodurcissables et thermoplastiques pour l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées. Dans cette technique les renforts sont imprégnés dans un bain puis ils passent par un catalyseur dans lequel il y a la mise en forme par l'ajout de la résine [1].

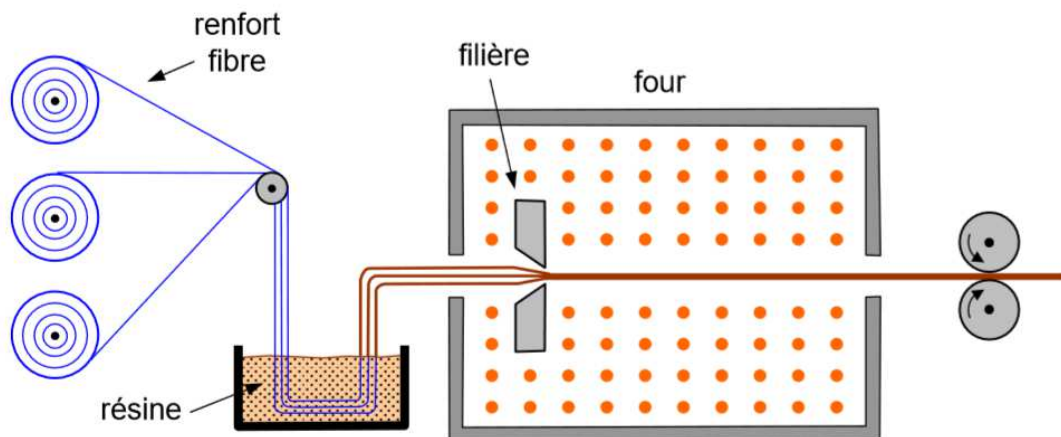


Figure I-19 : Principe du moulage par pultrusion [1]

I.7.6- Moulage par centrifugation :

Cette technique est réservée au moulage des pièces de révolution comme les tuyaux et les cuves (figure I-20), l'opération consiste à mettre un agent de démoulage avant de commencer, imprégner les renforts sous l'effet de la centrifugation, catalyser et accélérer la résine par polymérisation en la durcissant à froid. Le moulage par centrifugation permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur avec un diamètre et une épaisseur bien calibrés, mais il nécessite un matériel à grande précision [1].

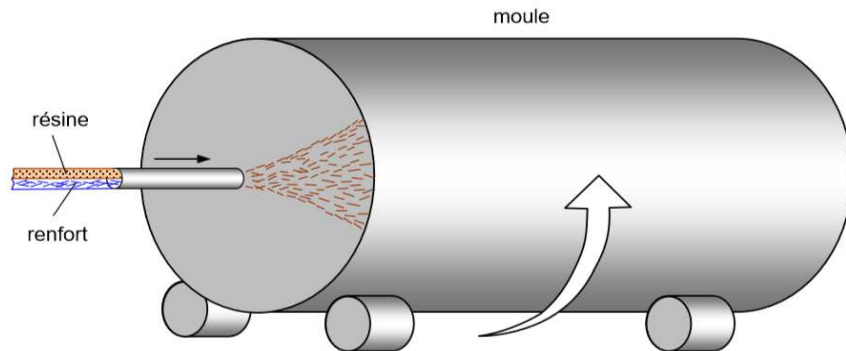


Figure I-20 : Principe du moulage par centrifugation [1]

I.7.7- Moulage par enroulement filamentaire :

Le moulage par enroulement filamentaire est adapté aux surfaces cylindrique et sphérique et permet une conception avancée des pièces, il permet d'obtenir des structures à proportion élevé en renfort. Dans cette technique le renfort imprégné de résine catalysée et enroulé avec une légère torsion sur le mandrin cylindrique ou de révolution en rotation. Suivant les mouvements relatifs du mandrin et du système d'approvisionnement en renfort, divers types d'enroulements sont obtenus [1]. On distingue : l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal et l'enroulement polaire. Les figures I-21 et I-22 montrent le principe du procédé.

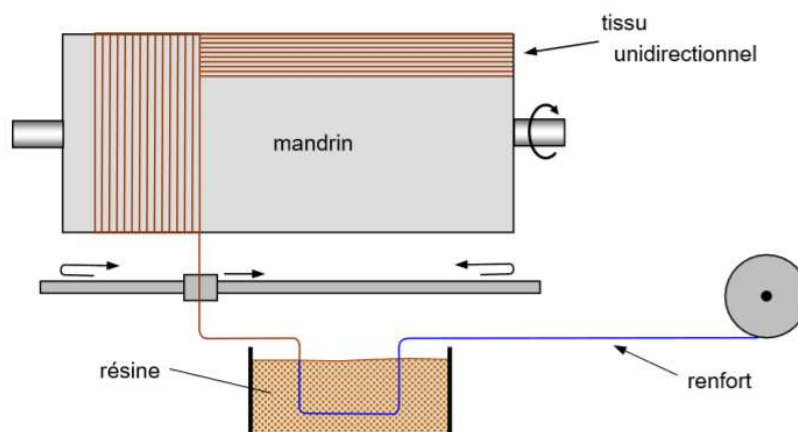


Figure I-21 : Principe de l'enroulement circonférentiel [1]

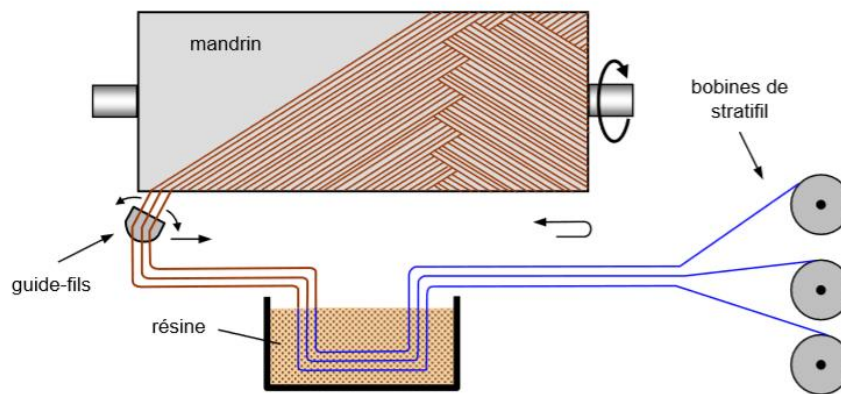


Figure I-22 : Principe de l'enroulement hélicoïdal [1]

I.8- Les modes d'endommagements des composites :

L'endommagement d'un matériau est un processus irréversible qui conduit à l'apparition de défauts locaux. Contrairement aux matériaux métalliques, pour lesquels l'endommagement dépend du chargement imposé, les composites présentent toujours les mêmes endommagements. Du fait de l'hétérogénéité de leur structure, il n'existe pas de mécanisme unique mais plusieurs types de dégradations différentes par leur nature et leur mode de développement [23].

Lors d'une sollicitation quelconque sur un matériau composite, le développement de l'endommagement au sein du matériau commence assez tôt. Dans un composite les premiers dommages détectés commencent à se développer à l'échelle microscopique lorsque l'effort localisé atteint la limite de rupture d'un des constituants ou celle de l'interface qui les relie. Les microfissures qui se développent sont habituellement trop petites pour causer la rupture finale du composite. Ainsi, un nombre important de ces microfissures s'accumulent dans le composite avant la rupture finale. Les paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres jouent un rôle très important dans la progression de l'endommagement [14]. On peut constater aussi en conséquence que la nature de matrice et de la fibre jouent un rôle très essentiel dans le type et le mécanisme d'endommagement

Certains composites sont fragile mais montrent une très grande résistance dans des milieux agressifs (milieux corrosifs, températures élevées), inversement à d'autres qui sont ductiles mais moins résistant à la corrosion ou à l'augmentation de la température. Le procédé global de la rupture dans les composites est souvent considéré comme un processus d'accumulation de différents types d'endommagements.

I.8.1- Définition :

L'endommagement est l'apparition de dommages dans un matériau caractérisé par une extension de surface libre à l'intérieur du matériau, accompagnée d'une augmentation de fraction volumique de vide. Cette apparition est causée par une attaque physique ou chimique. Il conduit à une dégradation de ses capacités physiques pouvant conduire à la rupture [14].

Un niveau d'endommagement peut être relié directement à des propriétés physiques parce que l'endommagement est caractérisé par des modifications en principe observables. Les phénomènes d'endommagement tels que les microdéformations, la dégradation des surfaces, les microfissures, les microcavités, la corrosion, et le vieillissement. Sont tous observables, mais parfois ils sont difficiles à mettre en évidence.

I.8.2- Mécanismes d'endommagement :

L'identification des dommages par la microscopie a permis de développer l'analyse d'endommagement. La perte de rigidité du matériau endommagé permis de définir et de déterminer un seuil critique de déformation ou de contraintes qui amorce les mécanismes d'endommagement. Il a été montré que la température, la vitesse de sollicitation, les chocs, la nature chimique d'un environnement agressif, le chargement monotone ou cyclique influencent l'évolution de l'endommagement. La ténacité de la matrice et la qualité de l'interface influence la résistance aux dommages [20]. Les mécanismes d'endommagement potentiels d'un matériau hétérogène, notamment les composites soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en quatre principaux modes différents [21] selon le site où ils opèrent :

I.8.2.1- Fissuration de la matrice :

La complexité des matériaux composites introduit plusieurs types d'endommagements à l'échelle microscopique. La matrice étant le constituant qui s'endommage le premier, son seuil de déformation à l'endommagement est plus faible par rapport à celle des fibres. Les microfissures se produisent au sein de la matrice apparaissent aux niveaux des porosités et des inclusions constitue le principal mécanisme de dégradation des composites par le phénomène de fissuration transversal ou par fissuration longitudinale. Ce dernier mode de rupture se produit lorsque la contrainte de décohesion est supérieure à celle de cisaillement [26]. Cette fissuration se propage selon la direction perpendiculaire à la sollicitation et elle peut provoquer une décohesion fibre-matrice.

I.8.2.2- Décohesion fibres-matrice :

Suite à la fissuration matricielle, les microfissures arrivent au niveau de l'interphase, où elles peuvent être arrêtées ou réorientées. C'est la zone de l'interface où s'effectue le transfert de charge de la matrice vers le renfort. On constate donc une perte d'énergie, liée à la nécessité de création de nouvelles microfissures dans l'interphase. Parallèlement, des fissures longitudinales apparaissent le long des axes du renfort (Dans ce cas, il intervient le phénomène de décohesion fibre-matrice L'intensité de la liaison matrice-fibre, en relation intime avec les propriétés de l'interphase et la compatibilité fibre-matrice, est le paramètre qui influe sur la longueur de décohesion selon le chargement appliqué [26].

Après initiation, la propagation de la rupture change suivant la nature de l'adhésion fibre-matrice. Dans le cas d'un composite à fibres unidirectionnelles sollicité parallèlement aux fibres, on peut distinguer trois cas :

- Dans le cas d'une interface très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohesion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance.
- lors d'une interface ayant des propriétés intermédiaires, la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface ou une fissuration longitudinale de la matrice

- Finalement dans le cas d'une interface très forte : Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée par rupture de fibres.

I.8.2.3- Délaminage :

Dans le cas des stratifiés, dont les mécanismes d'endommagement ont été décrits précédemment (fissuration matricielle, décohésion, etc...), s'ajoute un autre mécanisme d'endommagement entre couche appelé délaminage. Le processus de délaminage est le résultat d'une chronologie de divers types d'endommagement. Les propriétés mécaniques de la matrice et de la fibre ainsi que les propriétés adhésives et cohésives de l'interface gèrent cette chronologie en révélant des types d'endommagement fréquemment rencontrés comme la microfissuration de la matrice, la rupture des fibres et la rupture des interfaces [27]. A cela, on associe un réseau très important de fissures intra-laminaires qui sont eux aussi induites par les fissures inter-laminaires par différents moyens (rupture de matrice, de fibre et d'interface) allant jusqu'au décollement total des deux plis. Ce type d'endommagement contribue largement à la dégradation des propriétés mécaniques de la structure.

I.8.2.4- Rupture des fibres :

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_r . Cette rupture provoquera une concentration de contraintes au voisinage et une rupture des constituants voisins, et ce de proche en proche jusqu'à la ruine du volume sollicité [14].

La figure I-23 ci-dessous illustre ces quatre modes d'endommagement dans les matériaux composites.

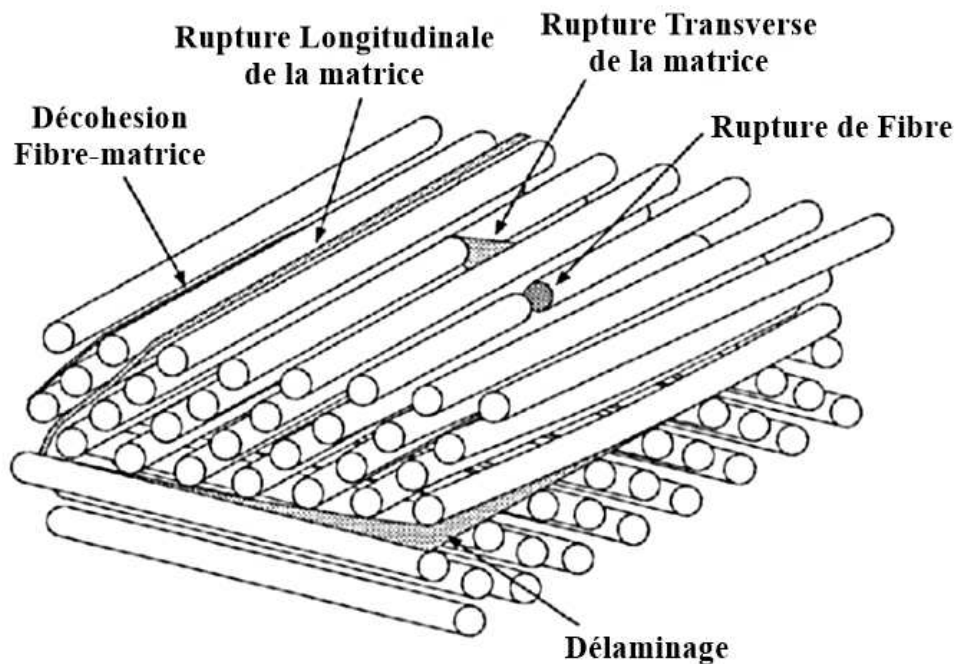


Figure I-23 : Les modes d'endommagement des composites [16]

Partie Théorique

CHAPITRE I

Elaboration des Composites

CHAPITRE I : ELABORATION DES COMPOSITES

I.1- Introduction

Le choix des matériaux dépend non seulement des caractéristiques voulues mais aussi des procédés d'élaboration. Afin d'avoir les matériaux conçus avec les caractéristiques voulues, l'élaboration est considérée comme la partie la plus importante. En effet, elle permet d'aboutir à un ensemble de propriétés bien précises en fonction du suivi du cahier de charge.

Ce chapitre est consacré dans un premier temps à la présentation des matériaux avec leurs constituants (matrice époxyde thermodurcissable et tissus de verre et de carbone) destinés dans un second temps à l'élaboration des différentes plaques en composites stratifiés. Les matériaux composites élaborés dans cette première partie expérimentale diffèrent sur la base de trois paramètres essentiels qui sont : le type de renfort (tissu de fibres de carbone et de fibres de verre), l'orientation des fibres ($0^\circ/90^\circ$ et $-45^\circ/45^\circ$) et la température de traitement thermique (25 C° , 100 C° , 150 C° et 200 C°).

I.2- Le choix des matériaux composite :

Le choix des matériaux composites et de ses composants est justifié par les raisons suivantes :

- Les composites sont des matériaux nouveaux et sont la base des matériaux d'innovation et du futur.
- Les composites offrent des nouvelles propriétés qui sont très intéressante notamment la légèreté et la non-sensibilité à la corrosion.
- L'utilisation des matériaux composites est devenue répandue dans tout les pays développés alors qu'elle est peu connue ou peu développé en Algérie.
- Il y a beaucoup d'études, recherche, revues, articles et thèse qui sont portés sur les matériaux composite.
- L'existence de plusieurs méthodes d'élaboration au sein de l'atelier plastique et composite de société Air Algérie, comme la méthode de moulage sous vide que nous avons utilisé dans ce mémoire.

I.3- Présentation des matériaux :

I.3.1- La matrice :

La matrice utilisée pour l'élaboration est destiné aux matériaux composites à hautes performances. Elle représente un mélange homogène entre résine époxyde (EPOCAST 50-A1 US RESIN) et de durcisseur (HARDNER 946 US) représentés sur la figure I-1, les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant (HUNTSMAN ADVANCED MATERIALS AMERICAS) et sont de l'ordre en masse de 84% de résine et 16% de durcisseur. L'ensemble résine-durcisseur forme une matrice ayant des bonnes caractéristiques comme la bonne résistance et le faible taux de retrait.



Figure I-1 : résine EPOCAST 50-A1 US et durcisseur HARDNER 946 US

Les caractéristiques de la matrice et de ses éléments constituants (résine et durcisseur) à température ambiante (25 C°) sont exposées ci-dessous dans le tableau I-1.

Tableau I-1 : Caractéristiques de la matrice et de ses constituants [2]

Propriétés	Résine	Durcisseur	Matrice
Couleur	Marron claire	transparent	Jaunâtre
Densité (g/ml)	1.27	0.98	1.15
Viscosité (Pa.s)	70	0.09	3.5
Durée de vie (mois)	12	12	--
Résistance en compression (MPa)	--	--	120
Résistance en flexion (MPa)	--	--	85
Retrait linéaire (%)	--	--	0.05

I.3.2-Les renforts :

Pour les renforts utilisés dans l'élaboration, il s'agit de tissu bidirectionnel de fibres de carbone à texture taffetas et de fibres de verre à texture satin. Les deux types de renfort diffèrent par leurs architectures et par leurs propriétés mécaniques, ce qui les mène à être utilisés dans des domaines différents. Le tissu de fibres de carbone est fabriqué par la société HEXEL tant dis que celui de fibres de verre est fabriqué par la société TEI COMPOSITE. Les tissus utilisés sont montrés sur la figure I-2.

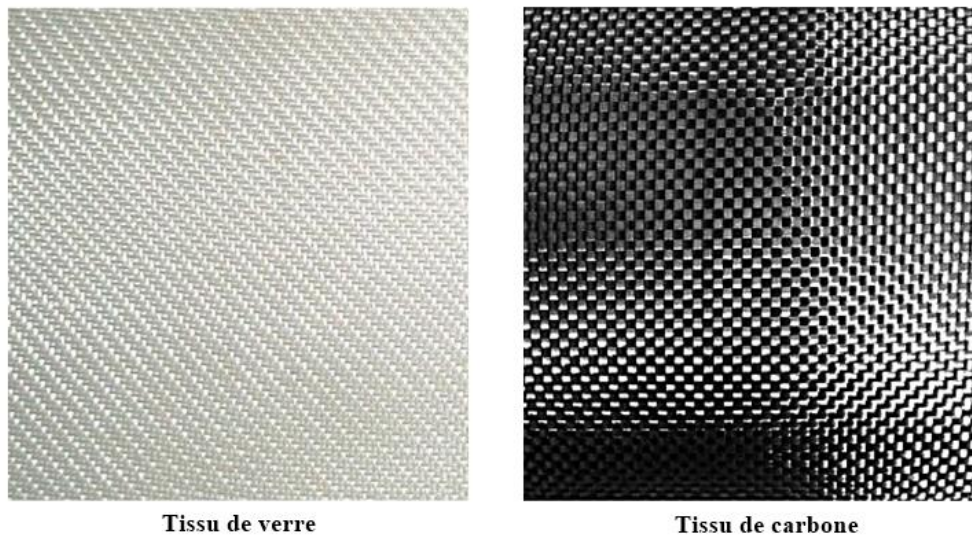


Figure I-2 : Tissu de verre et tissu de carbone

Les caractéristiques techniques des renforts utilisés dans l’élaboration sont exposées dans le tableau I-2 ci-dessous :

Tableau I-2 : Caractéristiques des renforts utilisés [2]

caractéristique	Tissu de carbone	Tissu de verre
Texture	Taffetas	Satin
ρ (g/cm ³)	1.8	2.54
Poids spécifique (g/m ²)	200	225
Epaisseur (mm)	0.28	0.25
Résistance à la traction (MPa)	3450	2780
Module de Young (GPa)	180	70
Déformation (%)	0.31	3.6

I.4- Matériel utilisé pour l’élaboration :

Pour l’élaboration des plaques de composite stratifiés et de la résine, le matériel nécessaire est :

- **La résine époxyde thermodurcissable (EPOCAST 50-A1 US RESIN)** : constitue la quasi-totalité de la matrice.
- **Le durcisseur (HARDNER 946 US)** : se combine avec la résine pour former la matrice.
- **Fibres de carbone à texture taffetas** : renfort 1.
- **Fibres de verre à texture satin** : renfort 2.
- **Un cutter** : pour découper les tissus.

- Une surface lisse (plaque) : donne une surface uniforme et lisse aux plaques finales.
- Un film de nylon résistant : constitue le moule pour les plaques.
- Le papier collant : fixer le nylon sur la surface.
- Le papier adhésif : empêcher les fuites de l'air pendant la décompression.
- Un grattoir : pour faire le moulage.
- Le tissu d'arrachage : facilite l'extrusion des plaques.
- Un feutre de drainage (la watt) : absorbe le reste de la matrice non nécessaire.
- La pompe à vide : permettre la mise en œuvre sous vide.

La figure I-3 suivante illustre le matériel utilisé pour l'élaboration sous vide. Les étapes d'élaboration sont expliquées dans la partie qui en suit. Il est noté que les mesures de sécurité ont bien été prise, elle consistait à utiliser les gants et un masque de respiration ainsi qu'à se nettoyer après chaque manipulation.



Figure I-3 : Matériel d'élaboration

I.5- Elaboration de la matrice :

I.5.1- Elaboration de la plaque de matrice :

Afin de faire une caractérisation préliminaire de la résine, cette dernière est élaborée sans les renforts. La résine utilisée (EPOCAST 50-A1 US RESIN) qui est une résine thermosable et le durcisseur (HARDNER 946 US) sont mélangés pour permettre la solidification de la matrice avec un rapport de 84% de résine et 16% de durcisseur. L'ensemble est mélangé dans un verre pendant 2 à 3 minutes pour assurer son homogénéité et est ensuite versé dans un moule de bois lisse permettant ainsi le démoulage de la plaque de finale.

La plaque de la matrice élaborée est laissée quelques heures pour sécher et sera ensuite destinée à la préparation des éprouvettes des tests de contrôle non destructif, aux éprouvettes de flexion et à celle de dureté. La figure I-4 représente la plaque de la matrice élaborée.



Figure I-4 : Plaque de résine élaborée

I.5.2- Elaboration des éprouvettes de traction de la matrice :

Contrairement aux éprouvettes des autres tests destructifs ou non, les éprouvettes de résine dédiées à la traction sont élaborées par coulée direct. En effet, la forme des éprouvettes est conçue suivant la norme ISO 527 [32] et est plutôt facile à avoir par coulée direct que par usinage et découpage. L'ensemble résine-durcisseur est donc mélangé comme pour la préparation de la plaque et est versée dans des moules de forme finale des éprouvette.

Les figures suivantes montrent la forme et les dimensionnements des éprouvettes de la matrice pour les essais de traction (figure I-5 et figure I-7) et de flexion (figure I-6 et Figure I-7), elles sont conçues suivant la norme NF EN ISO 527-4 type B [33] et NF T 51 -001 [34] respectivement [31].

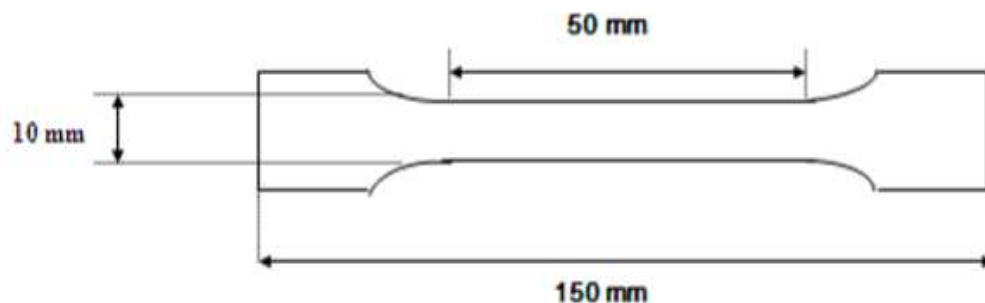


Figure I-5 : Protocole expérimentale des éprouvettes de traction pour la résine [11]

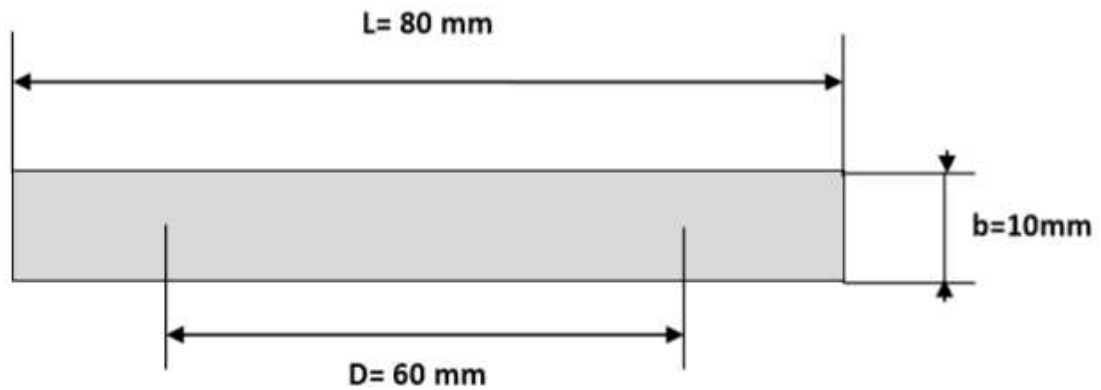


Figure I-6 : Protocole expérimentale des éprouvettes de flexion pour la résine [11]

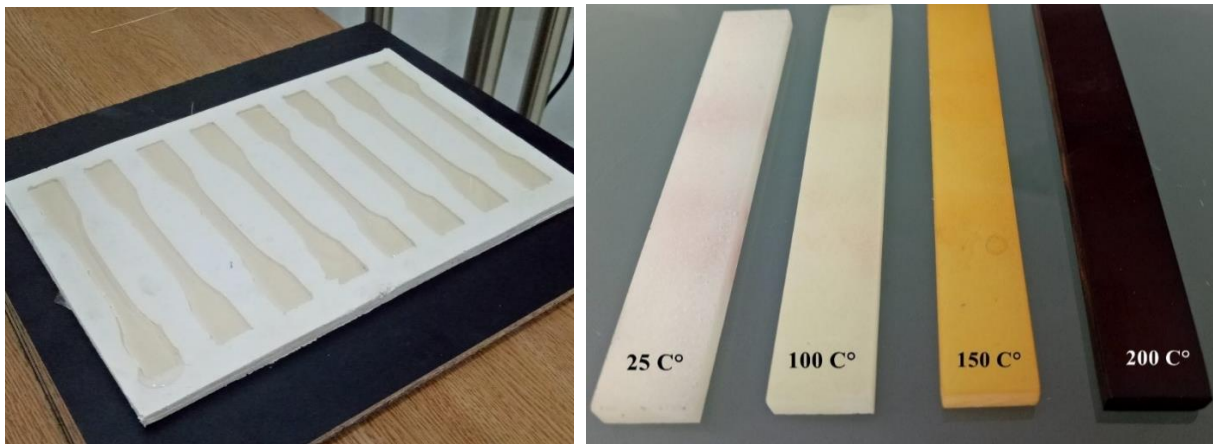


Figure I-7 : Epreuves de résine pour les essais de traction et de flexion

I.6- Elaboration des stratifiés :

Pour l'élaboration des plaques des matériaux composite, on a choisi d'utiliser la méthode de moulage sous vide. En effet, comme nous l'avons vu au chapitre précédent, cette méthode offre des propriétés très intéressantes dont la fraction volumique élevée, la diminution des porosités (ne dépasse pas 2%) et des défauts et l'aspect plat, lisse et uniforme qu'elle donne aux surfaces. L'élaboration est par la suite faite en plusieurs étapes qui sont :

I.6.1- La préparation des tissus :

La préparation des tissus est l'une des étapes primordiales de l'élaboration des composites, car les tissus avec la résine sont les constituants principales de notre matériau. Pour préparer les tissus on a commencé par les découper sous la forme du composite finale (carré) en utilisant un cutter pour bien aligner les extrémités et pour ne pas avoir des grandes bavures (figure I-8).

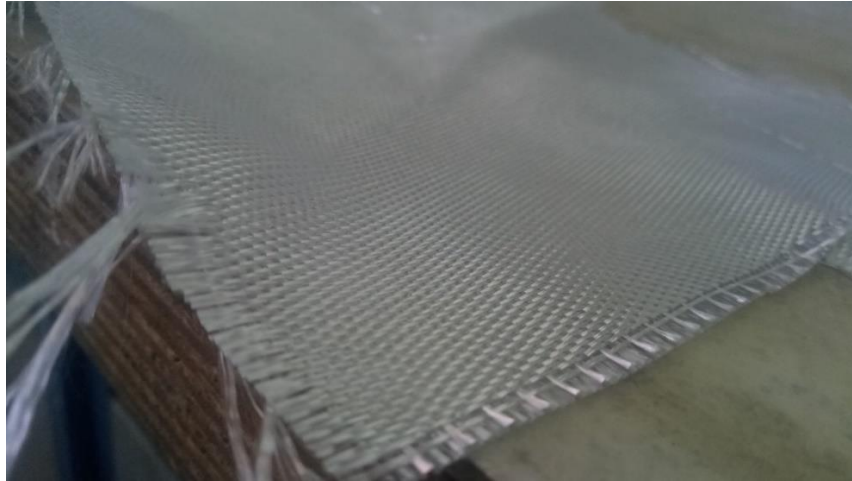


Figure I-8 : Préparation des tissus

I.6.2- La préparation du moule :

Le moule représente la partie dans laquelle l'élaboration ait lieu, la bonne préparation du moule conduit donc à une bonne élaboration du composite et à des matériaux avec des surfaces uniformes et lisses, une épaisseur quasiment de même valeur le long du composite et à économiser la résine utilisée. La préparation du moule a beaucoup plus d'importance dans le cas d'élaboration sous vide qu'on a choisi, car elle permet d'avoir de moins en moins de porosités ce qui confère au matériau des meilleures propriétés. Le moule est présenté sur la figure I-9.



Figure I-9 : Préparation du moule

I.6.3- La disposition des tissus :

Après avoir découpé les tissus et préparer le moule, on commence à déposer les tissus suivant la forme du moule, la disposition du premier tissu a été faite directement sur le nylon (figure I-10) et non pas sur la résine coulée sur le nylon, cela est pour augmenter la teneur du composite en fibres par rapport à la résine.

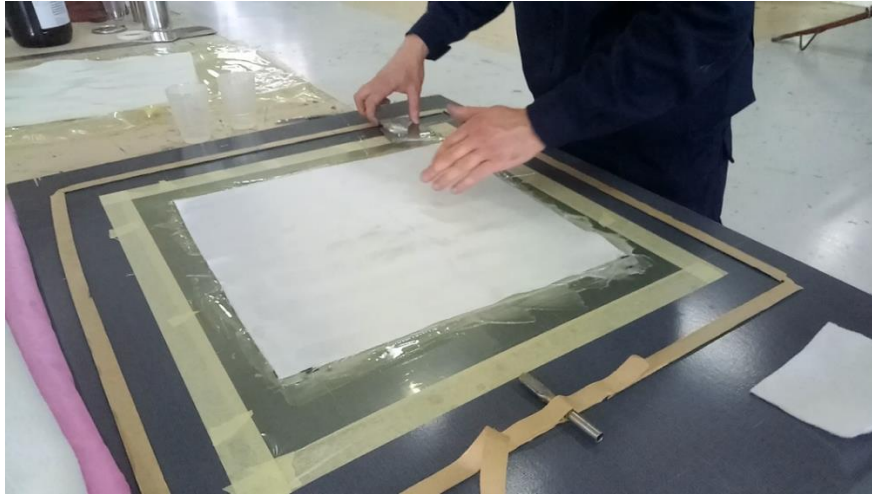


Figure I-10 : Disposition des tissus

I.6.4- Le moulage :

Avant qu'on commence le moulage, on a commencé à préparer la matrice, et pour se faire on mélange la résine et le durcisseur avec un pourcentage en masse de 84% de résine et 16% de durcisseur, par la suite on mélange les deux dans un verre par une spatule. Après avoir terminé la préparation de la résine, on est passé au moulage à la main en versant la matrice préparée sur le tissu, puis on distribue la lentement de façon homogène sur la surface de chaque tissu pour avoir une homogénéité entre les couches. On a continué à faire la même chose pour les 8 couches de tissus jusqu'à la dernière (voir la figure I-11).



Figure I-11 : Moulage de la résine

I.6.5- La disposition de l'arracheur et du feutre de drainage :

Une fois qu'on ait terminé la disposition des tissus et le moulage de chaque une des huit couche, on a mis l'arracheur sur la dernière couche que sur laquelle est coulée et moulée la matrice, puis on a mis le tissu de drainage en dessus. Ces derniers vont faciliter l'extraction et le séchage de la plaque finale respectivement (Figure I-12).



Figure I-12 : Disposition de l'arracher et du feutre de drainage

I.6.6- La fermeture du moule :

La fermeture du moule se fait sur la partie supérieure par le nylon, ce dernier est disposé de manière à être superposé à sa partie inférieure, on les a collé toutes les deux par le rouleau adhésif étanche pour assurer qu'il y aurait aucune fuite d'air, et ensuite ce dernier est couvert par un papier collant en ses extrémités pour assurer son maintien lors du fonctionnement de la pompe sous vide (Figure I-13).



Figure I-13 : Couverture du moule

I.6.7- L'opération sous vide :

L'étape finale est de déclencher l'appareil et la laisser vider le moule et le composite élaboré de l'air et des porosités, la pression de la pompe étant à 0.8 bar (figure I-14). L'opération de sous vide dure environs 8 heures.

I.6.8- Le chauffage :

Le chauffage est une opération secondaire lors de l'élaboration qui consiste à mettre une source d'air chaude en dessus de la plaque élaborée en cours de l'opération du sous vide pour permettre au composite de sécher plus rapidement. Dans notre cas, on a utilisé un séchoir simple avec une vitesse moyenne.



Figure I-14 : L'opération sous vide

I.6.9- Le démoulage :

Une fois toutes les étapes précédentes faites, on avait qu'à extraire la plaque élaborée du moule, pour cela une extrusion à la main est possible avec la disponibilité de l'arracheur qui facilite son détachement, et comme ça nous avons eu notre plaque finale qui due à l'opération de moulage à la main s'est trouvée avec des bavures aux extrémités, nous les avons découpée ensuite par une tronçonneuse (figure I-15)



Figure I-15 : Découpage des bavures

I.6.10- Traitement d'homogénéisation :

Comme son nom l'indique, le traitement d'homogénéisation est fait pour rendre les plaques des composites stratifiés homogènes en termes de propriétés mécaniques. Les plaque des composites et de résine sont placées dans un four à 80 degrés et maintenues pendant huit heure et seront ensuite récupérées après refroidissement dans le four. La figure I-16 représente les plaques des composites stratifiés après le traitement d'homogénéisation.

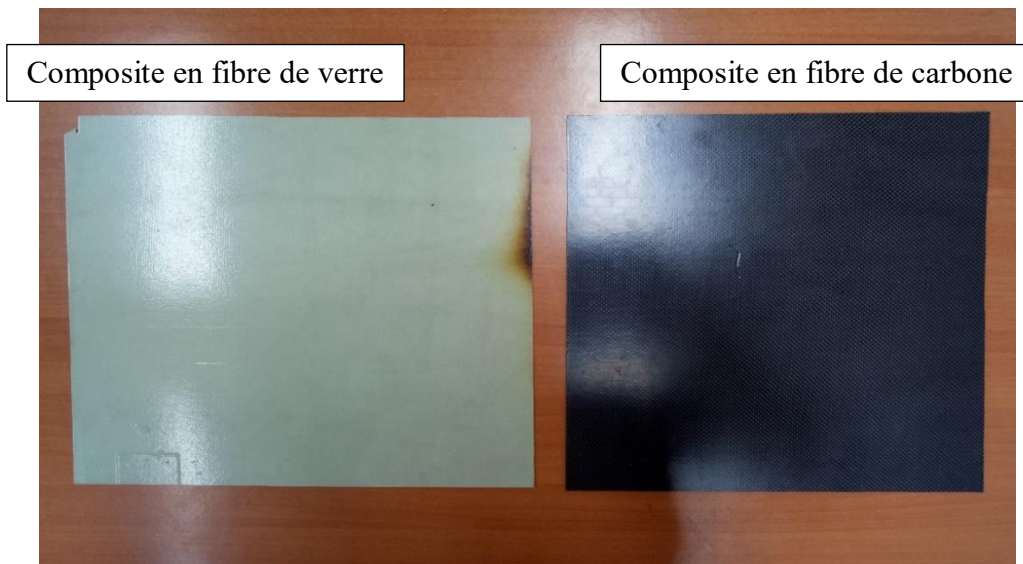


Figure I-16 : Plaques stratifiés homogénéisées.

Quatre plaques stratifiés des matériaux composites de 8 couches chacune ont été élaborées, elles sont de dimensions $(400 \times 400 \times 2 \text{ mm}^3)$. Les plaques finales sont :

- 2 plaques de stratifié composite de carbone : une à orientation de $(0^\circ/90^\circ)$ des fibres et une à orientation de $(-45^\circ/45^\circ)$ des fibres.
- 2 plaques de composite de verre : une à orientation de $(0^\circ/90^\circ)$ des fibres et une à orientation de $(-45/45^\circ)$ fibres.

I.7- Préparation des éprouvettes :

I.7.1- Découpage et dimensionnement :

Les éprouvettes sont préparées selon le type d'essai qu'elles vont en faire face. Pour chaque type d'essai, on a une forme spécifique des éprouvettes avec des dimensions bien précises préconisées par les normes d'EN - ISO 527-5 [35] pour traction (figure I-17) et ASTM-D790 [36] pour la flexion (figure I-18). A l'exception des éprouvettes de traction pour la résine, les autres sont préparées par usinage (découpage) manuelle en utilisant une tronçonneuse sous un jet d'eau (figure I-19).

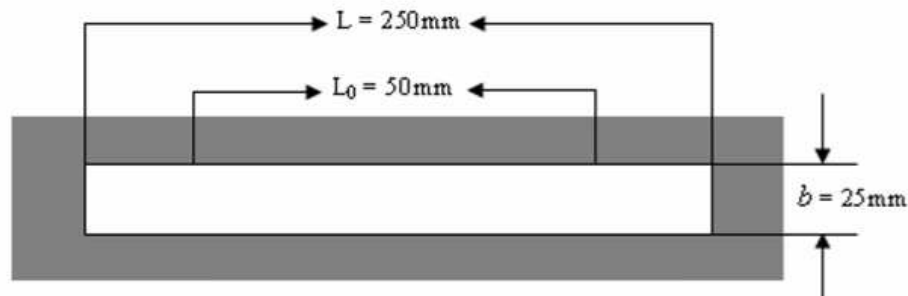


Figure I-17 : Protocole expérimentale des éprouvettes de traction pour les stratifiés [11]

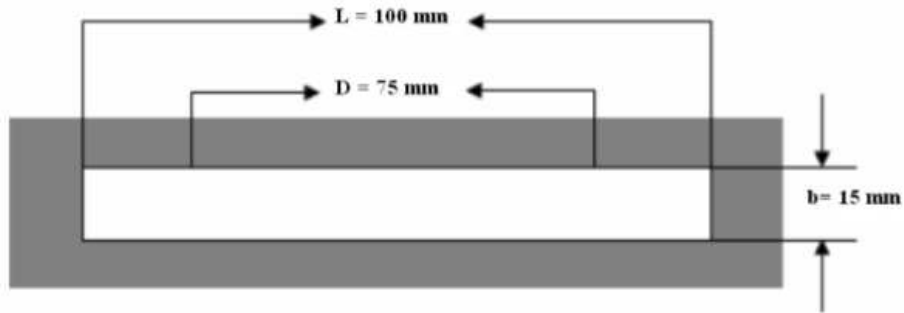


Figure I-18 : Protocole expérimentale des éprouvettes de flexion pour les stratifiés [11]

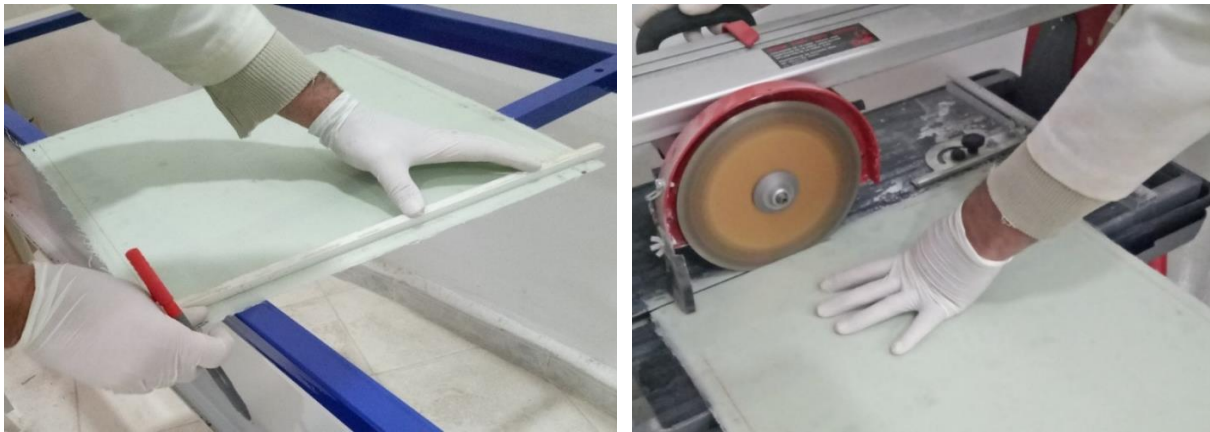


Figure I-19 : Dimensionnement et découpage des éprouvettes

I.7.2- le Polissage :

Le polissage est l'étape finissante la préparation des éprouvettes, car elle permet d'uniformiser l'épaisseur, de lisser les extrémités, de ne pas avoir de bavures et d'avoir des surfaces planes. Dû à leur grandes longueurs, les éprouvette de traction des composites sont pansées à la main directement par le papier verre, quant aux éprouvette de flexion, leur polissage est fait à l'aide de la machine polisseuse (figure I-20). Les dimensions de chaque éprouvette sont à chaque fois mesurées par le pied à coulisse.



Figure I-20 : Polissage des éprouvettes

I.7.3- Traitement thermique :

Pour étudier l'effet du vieillissement par le traitement thermique sur les propriétés des composites et de la matrice, les éprouvettes sont soumises à la chaleur d'un four électrique selon la procédure décrite ci-dessous. Dans la mesure du possible pour veiller à des mêmes conditions expérimentales, Cette procédure est répétée pour toutes éprouvettes. Les échantillons sont placés sur un support en aluminium et séparés d'une distance d'environ 20 mm les uns des autres. Le four est ensuite chauffé à la température d'exposition, avant chaque nouvelle opération. La température est maintenue constante dans le four grâce à un thermocouple avec une précision de plus ou moins 2 degrés. Les échantillons de la résine et du composite sont exposés à des températures de 100, 150 et 200 degrés et maintenus pendant 3 heures dans le four. Les figures I-21 et I-22 représentent les éprouvettes de traction et de flexion des différents stratifiés élaborés.

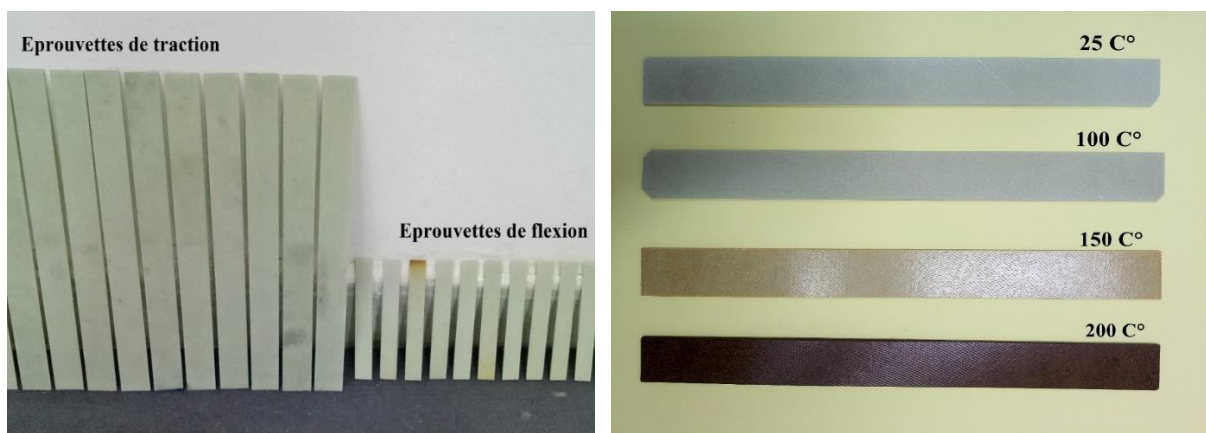


Figure I-21 : Epreuves de stratifié de verre.

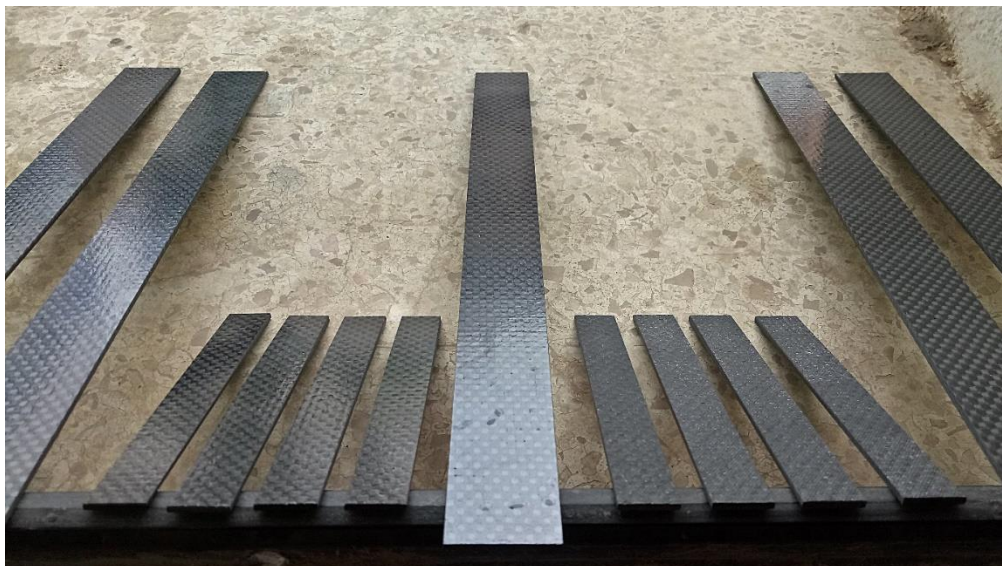


Figure I-22 : Epreuves de stratifié de carbone

CHAPITRE II

Caractérisation préliminaire

CHAPITRE II- CARACTERISATION PRELIMINAIRE

La caractérisation préliminaire est une étape primordiale pour déterminer les paramètres des matériaux à étudier. On déterminera les caractéristiques fondamentales telles que la densité, la fraction massique et volumique pour les stratifiés (tissus) ainsi que la dureté et les mesures ultrasonores (vitesse, module de Young et coefficient de Poisson) pour la matrice.

II.1- La mesure de densité :

La mesure de densité est une des mesures principales et primordiales pour la caractérisation de chaque matériau. En effet, elle permet de savoir si un matériau est dense ou pas. La densité est définie comme étant le rapport entre la masse d'un matériau exprimé en gramme et son volume exprimé en centimètre cube, mais pour les composites la mesure de volume avec exactitude est difficile à cause de leurs faible épaisseur et de leur légèreté. Par conséquent, on utilise pour la mesure de la densité des composites et de la matrice la méthode dite : 'La méthode de double pesée'. Cette méthode consiste à mesurer à l'aide d'une balance, le poids de l'échantillon à l'air et puis de le mesurer dans l'eau. La densité est ensuite calculée selon la norme NF T 51-561 en utilisant de la formule suivante : $\rho_i = \frac{m_{air}}{m_{air} - m_{eau}} \times \rho_{eau}$

Avec : ρ_i et ρ_{eau} sont les densités du matériau i et de l'eau distillée respectivement (g/cm^3), m_{air} et m_{eau} sont les masses mesurées en (g) du matériau i à l'air et dans l'eau respectivement. La balance utilisée est une balance sensible, permet de donner une exactitude à plus ou moins 0.001 g. Le dispositif utilisé pour la mesure de la masse sous l'eau (figure II-1) a été conçu par nous-même lors du stage au sein du CRTI.



Figure II-1 : Balance et dispositif utilisé pour la mesure de la densité

Afin d'avoir des résultats plus fiables, la mesure a été prise sur la base de trois essais pour chaque type de matériau. La mesure de la masse volumique des composites stratifiés élaborés et de la matrice a donné les résultats présentés dans le tableau II-1 ci-dessous :

Tableau II-1 : Densité des stratifiés et de la matrice

Matériau	Echantillon	m air (g)	m eau (g)	ρ eau (g/cm ³)	ρ matériau (g/cm ³)
Stratifié de Carbone	C1	2,219	0,652	0,998	1,414
	C2	2,344	0,688	0,998	1,413
	C3	2,326	0,683	0,998	1,413
	Moyenne	2,296	0,674	0,998	1,413
Stratifié de Verre	V1	3,442	1,438	0,998	1,715
	V2	3,066	1,285	0,998	1,719
	V3	3,404	1,404	0,998	1,699
	Moyenne	3,304	1,376	0,998	1,711
Matrice	M1	2,955	0,405	0,998	1,157
	M2	3,119	0,430	0,998	1,158
	M3	2,967	0,424	0,998	1,165
	Moyenne	3,014	0,420	0,998	1,160

Les résultats obtenus montrent une augmentation de la masse volumique en passant de la matrice (1.16 g/cm³) aux composites stratifiés (1.71 g/cm³) pour le verre et (1.41 g/cm³) pour le carbone. Cela est dû à l'incorporation des renforts qui sont caractérisés par une rigidité supérieure. Les résultats montrent également que la densité du composite stratifié constitué de fibres de verre est supérieure à celle du composite stratifié constitué de carbone à cause de la différence de densités entre les deux renforts (voir tableau I-2 du chapitre précédent).

II.2- Mesure de fraction volumique et massique :

La fraction volumique des fibres d'un matériau composite est évaluée de différentes façons. Il existe des méthodes tant destructives que non-destructives. Généralement les méthodes destructives sont les plus utilisées car elles donnent des résultats plus précis. Dans ce cas, la matrice du composite est éliminée, soit par voie chimique, soit par procédé thermique. La matrice est brûlée par la technique TGA (analyse thermogravimétrique) ou via un test dénommé 'Resin burn-off test' pour les échantillons contenant un renfort fibreux céramique [22]. Pour la mesure de la fraction volumique et massique entre la matrice et les renforts dans un matériau composite stratifié, la méthode de calcination de la matrice est utilisée. Elle consiste à mettre les échantillons des composites étudiés dans un four à 600 C° pendant une heure. Durant cette période, la matrice est complètement brûlée, et il ne reste donc que les fibres. Pour ne pas avoir des erreurs de mesure des poids, les échantillons ont été mis sur des creusés en céramique et ont été pris par une petite pince pour ne pas perdre de leur masses.

Pour les fractions massiques, nous avons : $F_{mr} = m_r / m_c$ Et $F_{mf} = m_f / m_c$

Et pour les fractions volumiques, nous avons :

$$F_{vr} = v_r / v_c \quad \text{Et} \quad F_{vf} = v_f / v_c$$

Et nous avons : $F_{mr} + F_{mf} = 100\%$ Et $F_{vr} + F_{vf} = 100\%$

Et nous avons : $\rho_c = m_c / v_c$ Et $\rho_r = m_r / m_c$ Et $\rho_f = m_f / m_c$

Ce qui nous donne : $F_{vr} = F_{mr} \times \frac{\rho_c}{\rho_f}$ Et $F_{vf} = F_{mf} \times \frac{\rho_c}{\rho_f}$



Figure II-2 : Calcination des stratifiés pour la mesure des fractions massique et volumiques

Les résultats des fractions massiques et volumiques des fibres et de la matrice pour différents composites stratifiés sont exposés dans le tableau II-2 qui suit :

Tableau II-2 : Fractions massique et volumiques des fibres dans les stratifiés

Type	Echantillon	m initiale (g)	m finale (g)	F _{mf} (%)	F _{mr} (%)	ρ (g/cm ³)	F _{vf} (%)	F _{vr} (%)
Stratifié de carbone	1	1,98	0,70	35,35	64,65	1,413	42,441	59,314
	2	1,80	0,56	31,11	68,89	1,413	43,067	56,217
	3	1,66	0,52	31,33	68,67	1,413	40,801	58,158
	Moyenne	1,81	0,59	32,60	67,40	1,413	42,104	57,896
Stratifié de Verre	1	2,67	1,82	68,16	31,84	1,711	53,043	46,957
	2	2,96	2,04	68,92	31,08	1,711	54,155	45,845
	3	3,20	2,20	68,75	31,25	1,711	53,906	46,094
	Moyenne	2,94	2,02	68,61	31,39	1,711	53,702	46,298

Les résultats obtenus de la mesure de la fraction volumique et massique des fibres et de la matrice montrent que les fractions volumiques en fibres de verre (53.70 %) sont supérieures à celles en fibres de carbone (42.10 %). Ces résultats sont confirmés par celles de L. Belgacem [39]. Ceci est dû à la masse volumique élevée des fibres de verre, à l'aspect géométrique différents pour les deux types de fibres et à l'architecture des tissus qui comprennent un taux de nœuds et vides différents pour chaque type de fibre.

II.3-Mesure de dureté :

L'essai de dureté est un essai classique et simple, il mesure la dureté du matériau à travers sa résistance à la pénétration. L'essai utilisé pour cette étude est celui de VICKERS, il consiste à faire pénétrer un indenter sous forme de pyramide en diamant dans le matériau (la matrice) pendant une durée de 15 secondes. La dureté est donc calculée par la formule suivante : $HV = 1.854 F/D \times D$ Où F est la force appliquée et D est la diagonale de l'empreinte carrée.

II.3.1- La machine de dureté :

La machine de dureté utilisée dans cette partie d'essais expérimentaux est de type universel 'INNOVATEST NEMESIS 9000™' (figure II-3). Elle permet de réaliser les trois types des essais de dureté notamment Vickers, Brinell et Rockwell. Cette machine est équipée de deux empreintes et de deux lentilles microscopiques.

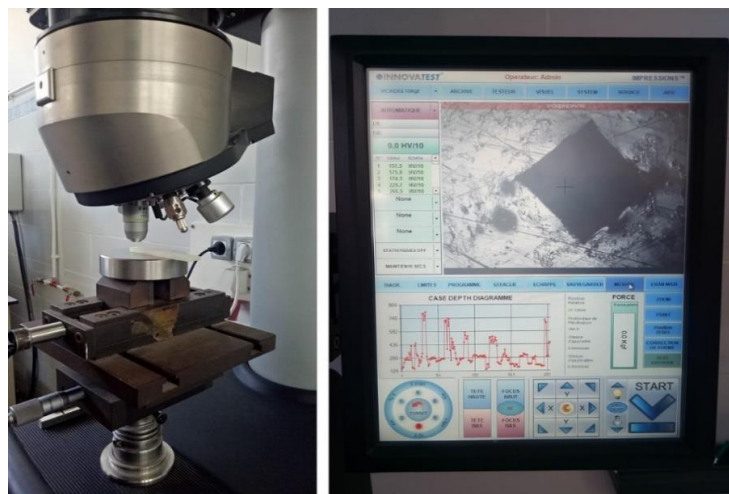


Figure II-3 : Micro-duromètre utilisé

L'essai de dureté a été réalisé sur des éprouvettes de la matrice traitées thermiquement à 25 C°, 100 C°, 150 C° et à 200 C°. Les résultats des essais sont exposés dans le tableau II-3 :

Tableau II-3 : Duretés des matrices différemment traités

Type	T(C°)	Echantillon	Dureté (Hv)
Matrice de Résine Epoxy	25	1	16,30
		2	18,00
		3	18,20
		Moyenne	17,50
	100	1	18,40
		2	18,90
		3	18,40
		Moyenne	18,57
	150	1	20,80
		2	21,10
		3	20,80
		Moyenne	20,90
200	1	23,10	
	2	21,30	
	3	22,20	
	Moyenne	22,20	

Les résultats obtenus exprimés dans le tableau II-3 montrent que le traitement thermique réalisé sur des éprouvettes de la matrice a bien donné une amélioration de la dureté. En effet, la dureté augmente avec l'augmentation de la température de traitement thermique. Ceci est dû au fait que la résine devienne de moins en moins ductile ce qui implique une élévation de sa dureté.

II.4- Mesure ultrasonore :

Grâce à leur aspect non destructif pour les matériaux, les techniques ultrasonores sont devenues l'outil privilégié pour le contrôle et l'évaluation des propriétés mécaniques des matériaux. Ces techniques présentent l'avantage d'être adaptées à une très large gamme de matériaux. Pour des milieux hétérogènes à l'échelle microscopique, comme par exemple, les matériaux composites, l'outil acoustique autorise l'évaluation des propriétés mécaniques du milieu homogénéisé à l'échelle de la longueur d'onde [28]. Tout comme l'essai de traction, les ultrasons permettent de donner certaines propriétés mécaniques relatives au matériau comme le module de Young et le coefficient de poisson en utilisant une de leur deux méthodes principales qui sont le contrôle par immersion et le contrôle par contact.

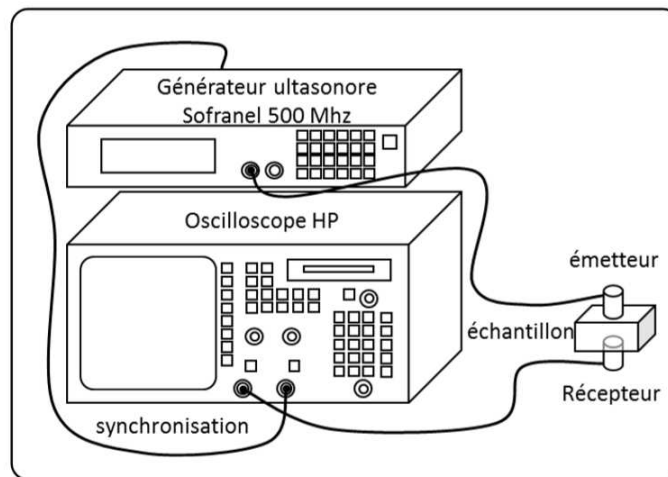


Figure II-4 : Protocole expérimental - contact direct [40]

L'essai ultrasonore est un essai de caractérisation non destructif qui est basé sur la propagation des ondes mécaniques dans le matériau. Le test est réalisé sur les éprouvettes traitées précédemment (25 C°, 100 C°, 150 C° et 200 C°) de la matrice (résine époxyde et le durcisseur).

Le système est composé d'un générateur d'impulsion conventionnel de type OLYMPUS, Modèle 5800Pr, utilisé pour fournir une énergie (impulsion électrique) à travers un signal électrique sinusoïdale qui va exister un palpeur à ultrasons. Ce dernier transforme l'énergie électrique en une onde mécanique grâce à l'effet piézoélectrique. Le passage du signal électrique dans la sonde provoque un changement de polarité de cette dernière ce qui donne naissance en fonction du signal reçu à une des trois types de vibrations mécaniques :

- Onde longitudinale (de compression) : lorsque le mouvement des particules du matériau est parallèle au sens de vibration. elle propage dans les liquides et les solides où un palpeur émetteur-récepteur est utilisé.

- Onde transversale (de cisaillement) : lorsque le mouvement des particules du matériau est perpendiculaire au sens de vibration. Elle propage que dans les solides où on utilise un palpeur émetteur et un palpeur récepteur.
- Onde surfacique : propagent que à la surface du matériau.

On utilise la graisse pour assurer le passage des ondes entre le palpeur et l'éprouvette. Les ondes mécaniques vont propager à travers le matériau et seront partiellement réfléchies quand elles passent par un défaut à l'intérieur du matériau mais elles continueront à foncer jusqu'à elles atteignent l'extrémité de l'épaisseur du matériau (contact avec l'air) où elles vont être totalement réfléchies. Le palpeur va recevoir les ondes réfléchies et va les convertir d'un signal mécanique en un signal électrique qui va se propager le long du câble jusqu'à l'oscilloscope (Tektronix TDS, modèle 3054) qui amplifie le signal et l'affiche sur l'écran sous forme de graphe.

Pour le calcul des paramètres, nous avons utilisé la méthode par contact à température ambiante. Les transducteurs ultrasonores sont directement placés sur les faces de l'échantillon à contrôler. Les transducteurs émetteur et récepteur sont excités à la fréquence centrale de 2.5 MHz, le diamètre de l'émetteur et du récepteur est de 9.5 mm. L'appareil utilisé pour le test des ultrasons ainsi que le principe d'essai par contact et la disposition des sondes sont montrés dans la figure II-5 suivante :

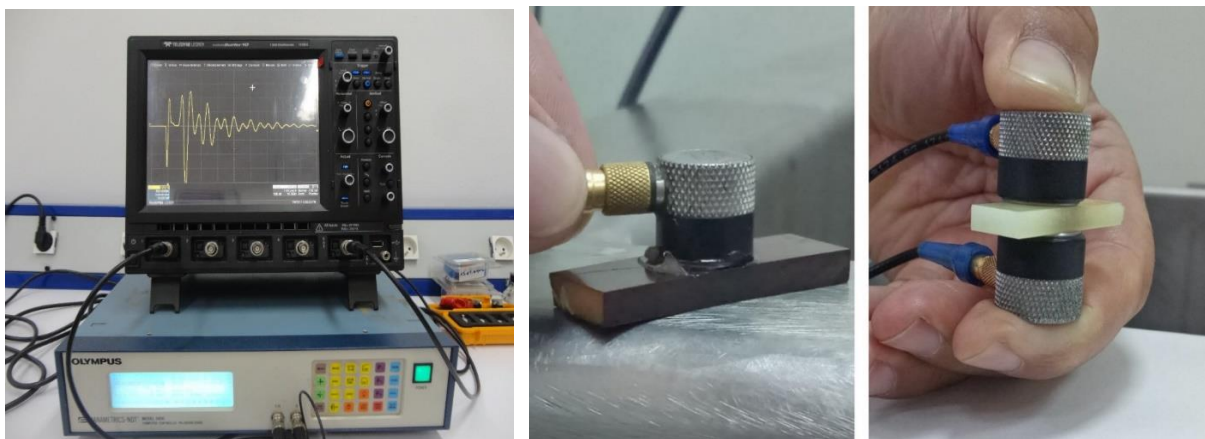


Figure II-5 : appareil et méthode de mesure par ultrasons

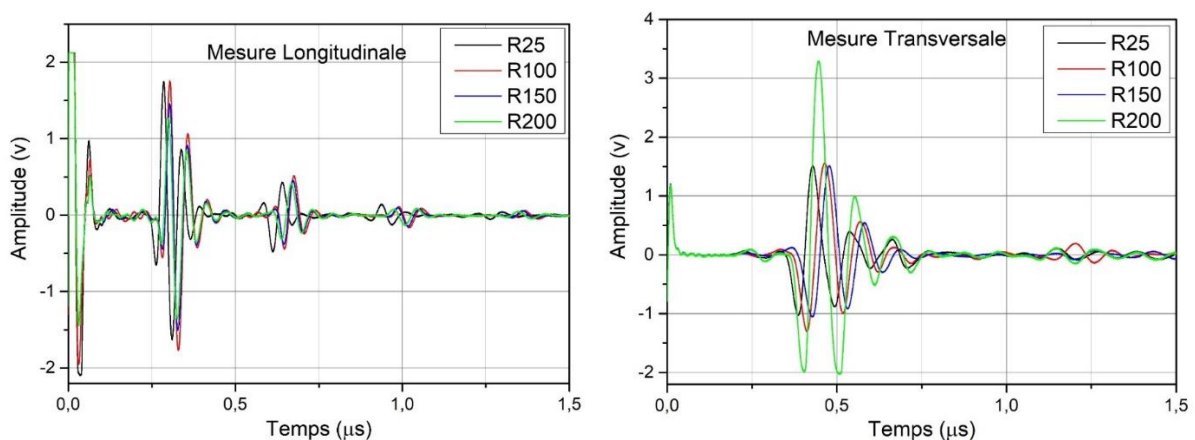


Figure II-6 : courbes des mesures des ondes longitudinales et transversales

Les mesures des ultrasons réalisées sur les échantillons de la matrice traités aux températures cités précédemment ont donné les courbes présentées dans la figure II-6 ci-dessus. Pour le calcul des paramètres et propriétés mécaniques de la matrice nous utilisons les relations suivantes :

Nous avons : $\Delta t = t_2 - t_1$ Et $V_L = e/\Delta t$ Et $V_T = 2e/\Delta t$

Et nous savons que : $V_L = \sqrt{\frac{E \cdot (1-\nu)}{\rho \cdot (1+\nu) \cdot (1-2\nu)}}$ Et $V_T = \sqrt{\frac{E}{2\rho \cdot (1+\nu)}}$

Ce qui nous donne : $E = \rho V_T^2 \frac{3V_L^2 - 4V_T^2}{V_L^2 - V_T^2}$ Et $\nu = \frac{1}{2} \frac{V_L^2 - 2V_T^2}{V_L^2 - V_T^2}$

Avec :

- t_1 et t_2 : le temps de parcours en (s).
- Δt : la différence entre t_1 et t_2 en (s).
- v_L et v_T : les vitesses de propagation de l'onde longitudinale et de l'onde transversale respectivement en (m/s).
- ρ : la masse volumique du matériau en g/cm^3 .
- e : l'épaisseur en (mm)
- E : le module de Young en (GPa).
- L : le module longitudinal en (GPa).
- ν : le coefficient de Poisson.

Les résultats de calcul des propriétés mécaniques de la matrice pour différentes température sont présentés dans le tableau II-4 :

Tableau II-4 : propriétés mécaniques des matrices par ultrasons

Résine T(C°)	e	ρ	VL	VT	L (GPa)	ν	E (Gpa)
	(mm)	(g/cm3)	(m/s)	(m/s)			
25	4,30	1,156	2422,54	1194,44	6,78	0,34	4,42
100	4,30	1,158	2318,06	1160,59	6,22	0,33	4,16
150	4,30	1,156	2330,62	1059,11	6,28	0,37	4,55
200	4,30	1,157	2336,96	1228,57	6,31	0,31	4,57

Les résultats obtenus des essais d'ultrasons réalisés sur les éprouvettes de matrice montrent que cette technique donne des valeurs similaires du module de Young, elles varient de 4.16 GPa pour la matrice non traitée à 4.57 GPa pour la matrice traitée à 200 C°. Les vitesses des ondes longitudinales et des ondes transversales varient proportionnellement avec la densité des matrices. Le coefficient de Poisson est de l'ordre de 0.31 à 0.37. Ces résultats vont être comparés avec les valeurs qu'on obtiendra des essais mécaniques (Chapitre III). On constate que la technique des ultrasons nous a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques de la matrice sans destruction de cette dernière.

CHAPITRE III

Caractérisation des composites élaborés

CHAPITRE III- CARACTERISATION DES COMPOSITES ELABORES

La détermination des grandeurs physiques est essentielle pour la caractérisation des matériaux composites élaborés. Les essais mécaniques sont l'étape indispensable pour accéder aux grandeurs caractéristiques des matériaux tels que le module d'Young, la limite d'élasticité ou la résistance à la fatigue.

Ces caractéristiques physiques dépendent non seulement des matériaux mais aussi des conditions variables auxquelles ils vont faire face comme la température de traitement thermique ou la vitesse de sollicitation. La caractérisation des lois de comportement des matériaux implique d'utiliser des techniques variées, avec des précautions propres à chacune d'entre elles [25].

Les essais mécaniques ont été réalisés sur les éprouvettes traitées de la matrice et sur celles des composites stratifiés qui ont comme paramètres :

- Le type de renforts : des éprouvettes en fibres de carbone et des éprouvettes en fibre de verre.
- L'orientation des fibres du stratifié : des éprouvettes à orientation de 0°/90° et des éprouvettes à orientation de -45°/45°.
- La température de traitement thermique : des éprouvettes non traitées, des éprouvettes traitées à 100 C°, à 150 C° et à 200 C°.

Nous avons réalisé par la suite :

III.1- Essai de traction :

L'essai de traction constitue un des essais les plus utilisés pour la caractérisation mécanique des matériaux. Il consiste à exercer une force uni-axiale dans direction définie provoquant ainsi la rupture brutale ou ductile de l'éprouvette en dépend du matériau sollicité. L'objectif de cet essai est de déterminer certaines grandeurs propres au matériau étudié comme le module de Young et la résistance maximale à la traction.

L'essai de traction réalisé est de type uni-axial, il consiste à étirer les éprouvettes de placées dans une machine de traction universelle de façon dynamique avec une vitesse constante jusqu'à la rupture. Les propriétés mécaniques que donne l'essai sont généralement :

- La contrainte axiale σ dans l'éprouvette est obtenue en divisant la force axiale mesurée par l'aire de la section utile de l'éprouvette au début de l'essai.
- Le module élastique en traction est calculé en divisant la contrainte axiale par la déformation mesurée par la jauge.
- La contrainte à la rupture est habituellement identifiée comme étant la contrainte maximale enregistrée durant tout l'essai.

Les différentes caractéristiques peuvent être estimées par les relations suivantes :

$$E = \Delta\sigma / \Delta\varepsilon \quad \text{Et} \quad \frac{1}{G} = \frac{4}{ED} - \frac{1}{EL} - \frac{1}{ET} + 2 \frac{\nu}{EL} \quad \text{Et} \quad \nu = \varepsilon T / \varepsilon L$$

Avec :

E : le module de Young (GPa).

G : le module de cisaillement (GPa).

U : le coefficient de Poisson.

σ : la contrainte appliquée (MPa).

\mathcal{E} : l'allongement (%).

ET : Module de Young transversale (GPa).

EL : Module de Young longitudinale (GPa).

ED : Module de Young Diagonale (GPa).

Les essais de traction sont réalisés sur des éprouvettes normalisées de dimensions de 250 x 25 x 2 mm³ (figure I-17 de la partie expérimentale), découpées à l'aide d'une scie à disque diamanté lubrifiée à l'eau selon la norme EN ISO 527-5 [35].

III.1.1- La machine de traction :

Les essais sont réalisés avec une machine hydraulique universelle Creterion Model 425 (figure III-1), constituer d'un bâti rigide et équipé d'une cellule de mesure de charge de capacité 100 KN et d'un capteur de force de 20,5 KN. Cette machine est lié d'un ordinateur de même type a pour rôle de manipuler la machine et l'enregistrement des résultats sous forme graphique et numérique à l'aide d'un logicielle. L'essai de traction a été réalisé avec une vitesse fixe de 2 mm/min. La machine doit être conforme et répond à la norme NF ISO 5893 [38], et doit assurer les vitesses d'essai en respectant les tolérances spécifiques de chaque vitesse.



Figure III-1 : Machine de traction

III.1.2- Résultats et discussion :

Les résultats des essais de traction obtenus permettent de déterminer l'influence des paramètres tels que : le type du renfort utilisé, l'orientation des fibres dans les composites stratifiés et la température de traitement thermique sur le comportement mécanique des composites stratifiés ainsi que sur l'évolution de différents modes de rupture. La figures III-2

représente les différentes éprouvettes des stratifiés en fibres de verre et des stratifiés en fibres de carbone après ruptures testés en traction.



Figure III-2 : Epreuves des composites stratifiés endommagées par traction

III.1.2.1- Influence du type de renfort :

La figure III-3 montre les courbes de traction qui représentent l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation, pour les composites stratifiés en fibres de verre et les composites stratifiés en fibres de carbone.

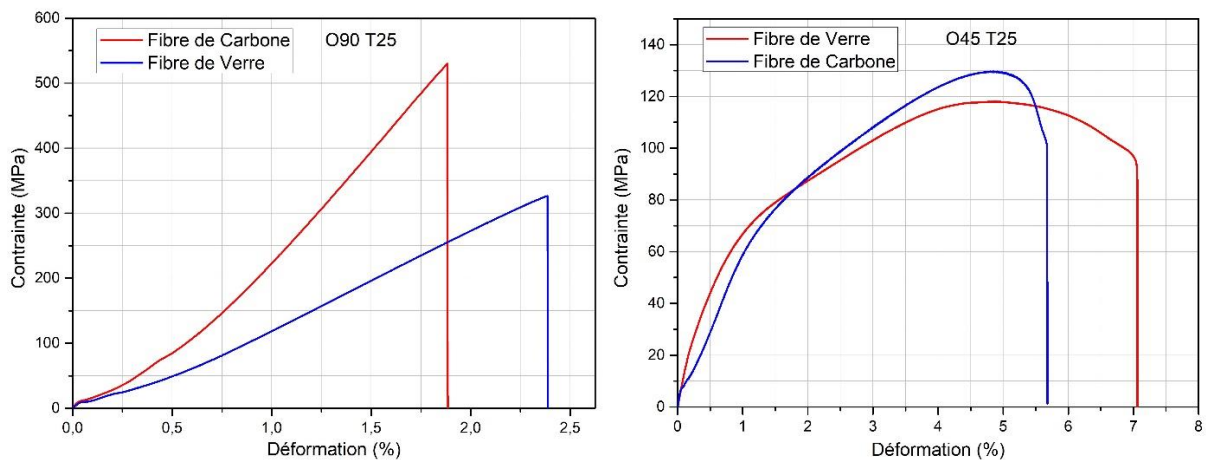


Figure III-3 : Courbes de traction : influence du type de renfort sur les composites stratifiés

Le calcul des propriétés mécaniques a donné les résultats exposé ci-dessous dans le tableau III-1.

Tableau III-1 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés pour différents types de renfort

Orientation	Renfort	σ max (Mpa)	ϵ (%)	E(Gpa)	G (Gpa)
0°/90°	Carbone	521.18	1.85	33.12	1.85
	Verre	326.47	2.41	14.59	0.84
-45°/45°	Carbone	120.13	5.62	6.79	1.64
	Verre	113.61	7.08	6.15	0.85

A partir de la figure III-3 et le tableau III-1, les résultats obtenus des essais de traction réalisés sur les éprouvettes de composite en fibres de carbone et de composite en fibres de verre montrent que le type de renfort a une grande influence sur les propriétés mécaniques. En effet, les deux graphes précédents montrent la supériorité du composite stratifié de carbone sur celui du verre en terme de résistance à la traction où ce dernier n'atteint que (326.47 MPa) pour l'orientation 0°/90° et (113.61 MPa) pour l'orientation -45°/45° alors que le composite stratifié de carbone peut avoir une résistance à la traction de l'ordre de (521.18 MPa) pour l'orientation 0°/90° et de (120.13 MPa) pour l'orientation -45°/45°. En revanche le composite à base de fibres de verre est supérieur à celui du carbone en terme de d'élasticité où le composite stratifié du verre peut atteindre un allongement de 2.41 % pour l'orientation 0°/90° et de 7.08 pour l'orientation -45°/45° alors que le composite stratifié de carbone n'atteint qu'un allongement de 1.85% pour l'orientation 0°/90° et de 5.62% pour l'orientation -45°/45°. Ceci est dû à la nature des fibres utilisées, où les fibres de carbone sont caractérisées par la rigidité et l'élasticité alors que celles du verre sont caractérisées par la ductilité et la plasticité (voir tableau I-2).

III.1.2.2- Influence de l'orientation :

La figure III-4 représente les courbes de traction pour les composites stratifiés en fibres de verre et les composites stratifiés en fibres de carbone à différentes orientations des fibres.

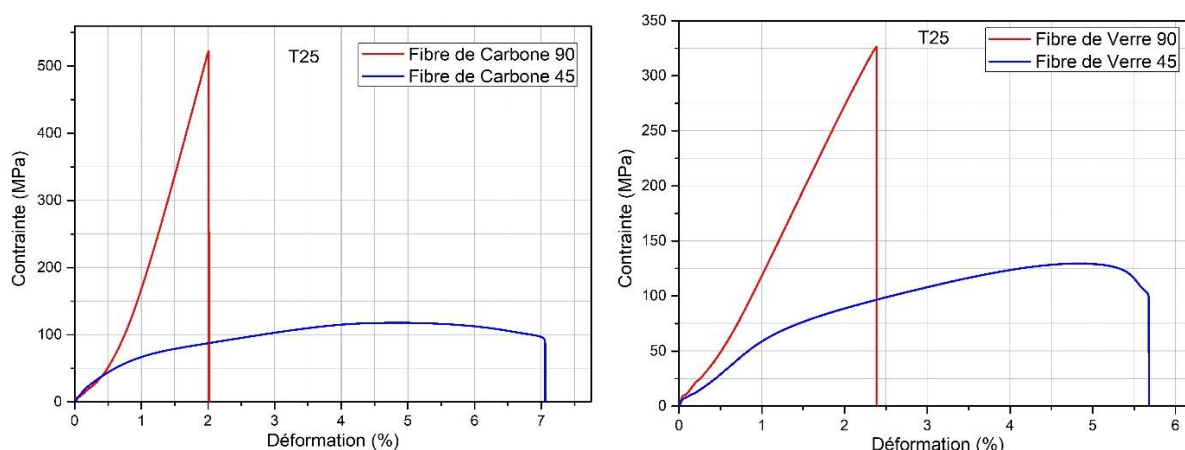


Figure III-4 : Courbes de traction - influence de l'orientation des fibres sur les stratifiés

Les résultats de l'essai de traction sur les stratifié à différentes orientation des fibres sont montrés ci-dessous dans le tableau III-2 :

Tableau III-2 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différentes orientations des fibres

Matériau	Orientation	σ max (Mpa)	ϵ (%)	E(Gpa)	G (Gpa)
composite de carbone	0/90°	519.73	2.01	33.12	1.85
	-45/45°	127.08	7.12	6.79	1.64
composite de verre	0/90°	326.47	2.41	14.59	0.84
	-45/45°	126.61	5.64	6.15	0.85

A partir de la figure III-4 et le tableau III-2, les résultats montrent que l'orientation des fibres a une influence sur le comportement mécanique des composites stratifiés. En effet, les courbes de traction des composites stratifiés avec une orientation $0^\circ/90^\circ$ des fibres présente un comportement linéaires jusqu'à la rupture des éprouvettes. De plus, ces composites présentent une très grande résistance à la traction environ (519 MPa) pour le composite stratifié de carbone mais une faible déformation de l'ordre de (2 %). Ces résultats montrent un comportement rigide des composites stratifiés à cette orientation. En revanche, les courbes de traction des composites stratifiés orientés à $-45^\circ/45^\circ$ donne un comportement non linéaires jusqu'à la rupture des éprouvettes. Ces composites sont caractérisés par une résistance moyenne à la traction de l'ordre de (126 MPa) mais ils ont une grande déformation de l'ordre de (7 %). Ces résultats montrent un comportement ductile des composites stratifiés à cette orientation dû au glissement des fibres qui tendent à s'orienter vers la direction de traction.

III.1.2.3- Influence de la température :

Les figures III-5, III-6 et III-7 représentent les courbes de traction pour les composites stratifiés de verre et les composites stratifiés de carbone ainsi que la résine époxyde à différentes température de traitement thermique. Les résultats de l'essai de traction sont regroupés dans le tableau III-3 :

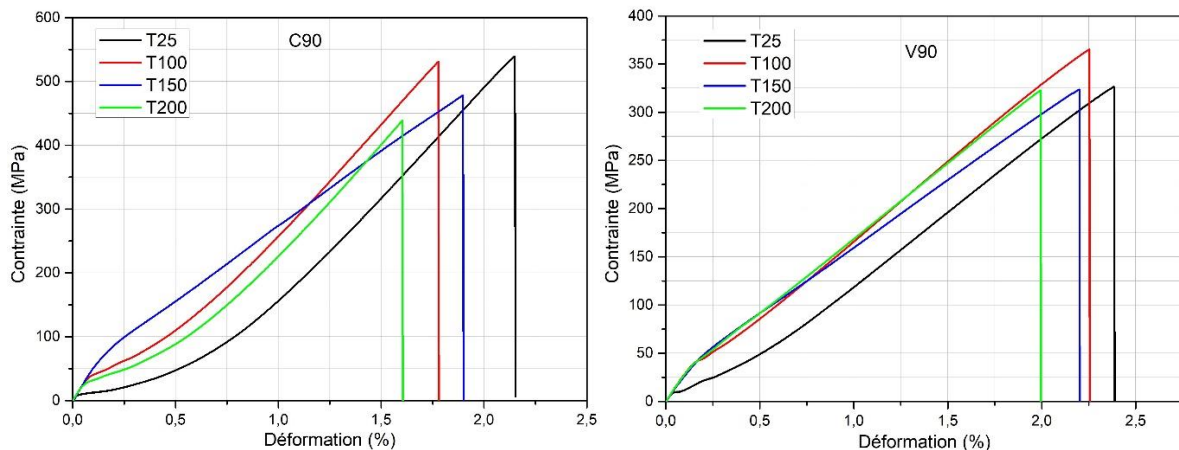


Figure III-5 : Courbe de traction : influence des températures sur les composites stratifiés à orientation $0^\circ/90^\circ$

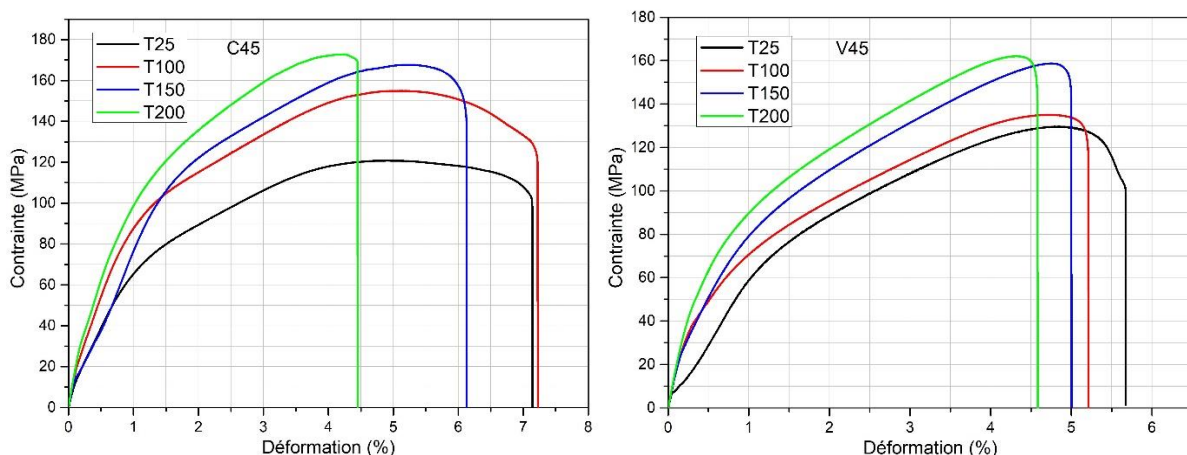


Figure III-6 : Courbe de traction : influence des températures sur les composites stratifiés à orientation $-45^\circ/45^\circ$

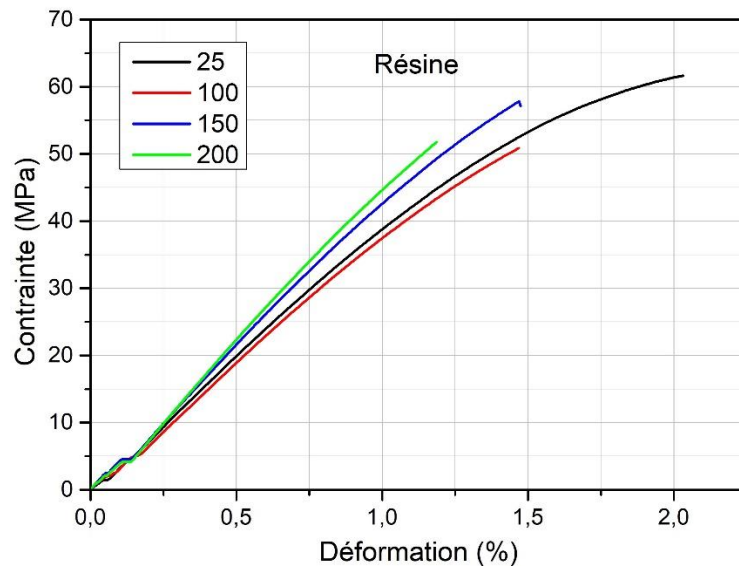


Figure III-7 : Influence de la température sur la résine

Tableau III-3 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés et de la matrice à différentes températures

Matériaux	T (C°)	σ max (Mpa)	ϵ (%)	E(GPa)	ν
Composite de carbone à 0°/90°	25	521.18	2.14	33,11	0.17
	100	517.56	1.79	33,26	0.16
	150	487.34	1.83	25,22	0.21
	200	461.12	1.62	27,35	0.15
Composite de carbone à -45°/45°	25	119.13	7.21	6.73	0.65
	100	157.85	7.23	6,75	0.7
	150	169.02	6.13	6.80	0.49
	200	174.03	4.43	7.08	0.46
Composite de verre à 0°/90°	25	326.47	2.41	14,59	0.21
	100	359.91	2.28	15,06	0.19
	150	322.08	2.23	14,34	0.21
	200	321.94	2.01	14,13	0.18
Composite de verre à -45°/45°	25	131.61	5.62	4.72	0.52
	100	138.07	5.19	4.95	0.46
	150	158.52	5.00	5.25	0.49
	200	162.07	4.55	5.80	0.45
Résine époxyde	25	61.78	1.80	4.28	0.14
	100	52.13	1.49	3.74	0.14
	150	58.57	1.48	4.08	0.16
	200	51.09	1.21	4.26	0.16

A travers les résultats obtenus (figures III-5, III-6, III-7 et tableau III-3) du test de traction sur les éprouvettes de la matrice et des composites stratifiés de carbone et des composites stratifiés de verre, traités à différentes températures de traitement thermique, on remarque que l'augmentation de cette dernière conduit à une diminution de l'allongement pour toutes les éprouvettes (de 1% jusqu'à 4% de différence). Ceci est expliqué par l'augmentation de rigidité (dureté) de la résine qui devient plus fragile, ce qui favorise la rupture rapide des éprouvettes de la matrice et des stratifiés par fissuration.

L'élévation de la température de traitement thermique pour les composites stratifiés à orientation ($0^\circ/90^\circ$) provoque une diminution de la résistance à la traction allant de (521 MPa) à (461 MPa) pour le composite de carbone, par contre elle provoque une augmentation considérable de la résistance à la traction des composites stratifiés à orientation ($-45^\circ/45^\circ$) allant de (119 MPa) à (174 MPa) pour le composite de carbone et de (131 MPa) à (162 MPa) pour celui du verre. Ceci est expliqué par le fait qu'au cours de la traction des composites à l'orientation ($-45^\circ/45^\circ$), les fibres auront tendance à s'incliner par glissement vers la direction de traction et que l'augmentation de la température de traitement thermique rend la matrice de plus en plus dure, ce qui l'amènera à empêcher le glissement des fibres avec plus de force. Le composite à ($-45^\circ/45^\circ$) traité résistera donc de plus en plus à la rupture.

Pour les propriétés mécanique des composites à orientation ($-45^\circ/45^\circ$), l'augmentation de la température de traitement thermique conduit à une augmentation en le module de Young qui va de (6.73 GPa) à (7.08 GPa) pour le composite de carbone et de (4.72 GPa) à (4.80 GPa) pour celui verre. Or que le module de Young trouve son zénith pour l'orientation ($0^\circ/90^\circ$) à la température de traitement thermique 100 C° et atteint (33.26 GPa) pour le composite stratifié de carbone et (15.06 GPa) pour celui du verre.

Pour la matrice on observe un comportement linéaire des graphes caractérisé par une diminution relative de l'allongement l'ordre de (0.6%) qu'on on augmente la température de traitement thermique. Cette diminution est accompagné de diminution de la résistance à la traction de l'ordre de (9 MPa) pour la deuxième température de traitement thermique qui vaut 100 C° avant de remonter pour la matrice traité à 150 C° à de l'ordre de (6 MPa) afin de finir avec une descente en la température de traitement thermique de 200 C° . Le module de Young des différentes matrices traitées varient de (3.74 GPa) pour la température de traitement thermique 100 C° à (4.28 GPa) pour la matrice non traitée.

La comparaison des valeurs obtenues du module de Young par l'essai de traction et par le test des ultrasons a donné les résultats exprimés dans la figure III-8. On remarque que les valeurs du module de Young donnés par l'essai de traction et le test des ultrasons sont similaires et présentent des petites différences de l'ordre de (5 %) en faveur des résultats obtenus par le test des ultrasons. Les résultats obtenus par l'essai de traction confirment celles obtenu par la méthode des ultrasons, ce qui crédibilise cette dernière.

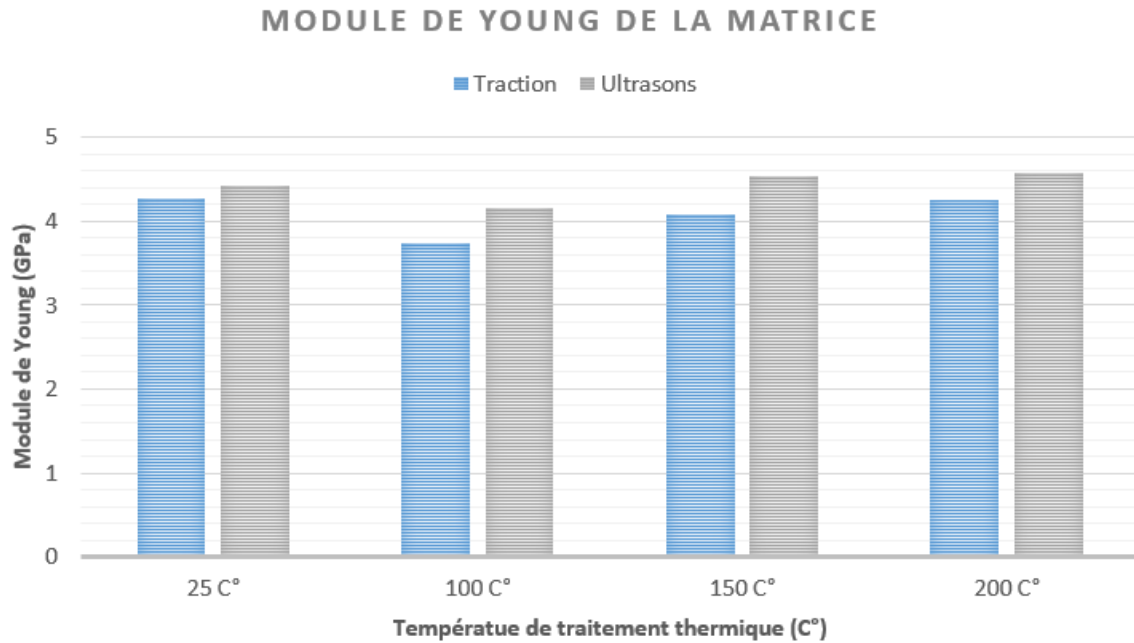


Figure III-8 : Comparaison du module de Young de la matrice entre l'essai de traction et le test de flexion

III.2- Essai de flexion :

L'essai de flexion 3-point est un essai nécessitant des charges moins fortes que la traction, il est très souvent utilisé pour mesurer des caractéristiques telles que le module de flexion et la résistance maximale à la flexion. Le principe de cet essai est de mesurer un déplacement à partir d'un effort d'une force (F) placé au milieu de deux appuis. Les essais de flexion trois points sont effectués à température ambiante sur des échantillons élaborés suivant des normes bien précises [29]. Le test de flexion trois points permet de donner la résistance à la flexion de chaque matériau montrant ainsi sa fragilité ou sa ductilité. Les essais de flexion sont réalisés sur des éprouvettes normalisées de dimensions de $100 \times 15 \times 2 \text{ mm}^3$ (figure I-18 de la partie expérimentale) selon la norme ASTM-D790 [36]. Elle fait l'objet des normes et s'appuie sur un matériel et un mode opératoire très simple.

Les différentes caractéristiques peuvent être déterminées par les relations suivantes :

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2ab^2}$$

Et

$$E_f = \frac{FL^3}{4ab^3Y}$$

Avec :

- σ_f : la contrainte maximale (N).
- E_f : le module de flexion (GPa).
- F : la force maximale (N).
- L : la longueur ou la distance entre les appuis (mm).
- a : la largeur de l'éprouvette (mm).

- b : l'épaisseur de l'éprouvette (mm).
- Y : le déplacement de l'éprouvette (mm).

III.2.1- la machine de flexion :

Pour l'essai de flexion trois points, la même machine hydraulique universelle MTS CRETERION Model 45 est utilisée (figure III-9). En effet, cette machine permet de faire les deux tests traction et flexion, il suffisait juste de changer les mores de la machine. La distance entre les deux appuis est prise conformément à la loi suivante : $L= 16 \times b$



Figure III-9 : Machine de flexion

III.2.2- Résultats et discussion :

Tout comme les essais de traction, les résultats des essais de flexion permettent de déterminer l'influence des paramètres tels que : le type du renfort utilisé, l'orientation des fibres dans les composites stratifiés et la température de traitement thermique sur le comportement mécanique des composites stratifiés. Trois éprouvettes ont été testées pour chaque configuration. La figures III-10 représente les différentes éprouvettes des stratifiés en fibres de verre et des stratifiés en fibres de carbone après ruptures testés en flexion trois points.



Figure III-10 : Eprouvettes de flexion endommagées

III.2.2.1- Influence du type de renfort :

La figure III-11 montre les courbes de flexion qui représentent l'évolution de la force de sollicitation en fonction du déplacement, pour les composites stratifiés en fibres de verre et les composites stratifiés en fibres de carbone. Les résultats de calcul des propriétés mécaniques de flexion sont regroupés dans le tableau III-4.

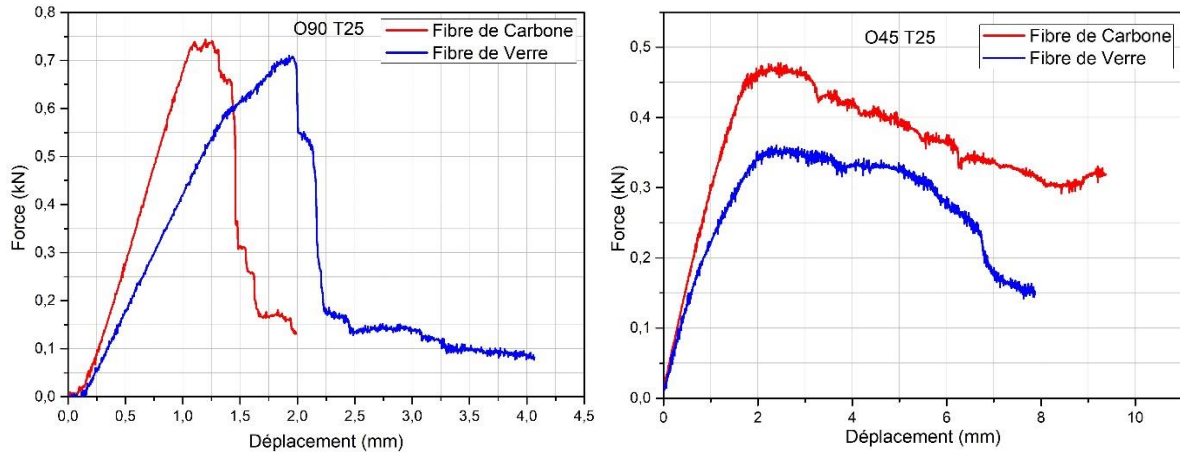


Figure III-11 : Courbes de flexion : influence du type de renfort sur les composites stratifiés

Tableau III-4 : Caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différents types de renfort

Orientation	Renfort	σ max (MPa)	F max (N)	E_f (GPa)	Déplacement (mm)	τ (MPa)
0°/90°	Carbone	642,77	735.00	41.02	1.97	18.83
	Verre	564,28	688.33	28.48	1.21	18.81
-45°/45°	Carbone	443,77	500.33	15.47	2.45	14.52
	Verre	354,67	397.67	12.07	2.47	10.99

Les résultats obtenus de l'essai de flexion sur les éprouvettes ayant différents types de renforts (fibres de carbone et fibres de verre) exposés sur la figure III-11 et le tableau III-4, montrent une différence dans le comportement de leurs matériaux composites lors de sollicitation. Les composites stratifiés de carbone sont plus résistants à ceux du verre et leur dépasse de (47 N) dans l'orientation (0°/90°) et de (103 N) dans l'orientation (-45°/45°). Les composites stratifiés de verre présentent un avantage d'allongement que ceux de carbone où l'écart est de l'ordre de (0.76 mm) pour l'orientation (0°/90°) et de l'ordre de 0.02 mm pour l'orientation (-45°/45°). Ceci est dû à la nature des tissus de fibres, où ceux de carbone sont caractérisés par une résistance et ceux de verre sont caractérisés par plus d'allongement (voir le tableau I-2 de la partie B).

III.2.2.2- Influence de l'orientation :

La figure III-12 montre les courbes de flexion pour les composites stratifiés en fibres de verre et les composites stratifiés en fibres de carbone avec les deux orientations. Les résultats de calcul des propriétés mécaniques de flexion sont regroupés dans le tableau III-5.

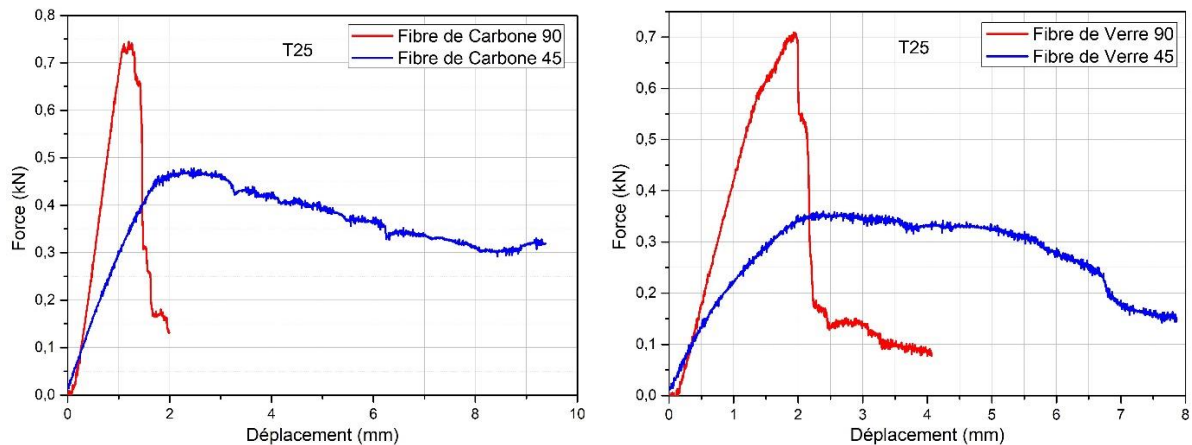


Figure III-12 : courbe de flexion : influence de l'orientation des fibres sur les composites stratifiés

Tableau III-5 : caractéristiques mécaniques des composites stratifiés à différentes orientations des fibres

Matériau	Orientation	σ max (MPa)	F max (N)	E_f (GPa)	Déplacement (mm)	τ (MPa)
composite de carbone	0°/90°	642.77	735.00	41.02	1.53	18.83
	-45°/45°	443.77	500.33	15.47	2.45	14.52
composite de verre	0°/90°	564.28	688.33	28.48	1.98	18.81
	-45°/45°	354.67	397.67	12.07	2.13	10.99

Comme nous l'avait montré les essais de traction réalisés sur des composites à différentes orientations des tissus montrés dans la figures III-4 et le tableau III-2, le comportement des éprouvettes lors de sollicitation en flexion diffère de comportement dur avec moins d'allongement et plus de résistance pour l'orientation (0°/90°) en comportement ductile avec plus de déformation et moins de contrainte pour l'orientation (-45°/45°). Les composites stratifiés de carbone présentent une différence de (135 N) de résistance en faveur de l'orientation (0°/90°) et de (0.92 mm) d'allongement en faveur de l'orientation (-45°/45°). De même pour les composite de verre, ils présentent une différence de (91 N) de résistance en faveur de l'orientation (0°/90°) et de (0.15 mm) d'allongement en faveur de l'orientation (-45°/45°). Ceci est expliquée par le phénomène de glissement des fibres qui tendent à suivre la direction de traction des couches inférieures lors de la flexion, donnant ainsi plus d'allongement aux composites à l'orientation (-45°/45°). Pour l'orientation (0°/90°), les fibres sont parallèles à la direction de traction des couches inférieures lors de la flexion, ce qui leurs confèrent plus de résistance à la rupture.

III.2.2.3- Influence de la température de traitement :

Les résultats des essais de flexion réalisés sur les éprouvettes de différents stratifiés et de la résine avec différentes températures de traitement thermique sont présentés sur les figures III-13, III-14 et III-15. Les résultats de calcul des propriétés mécaniques de flexion sont regroupés dans le tableau III-6.

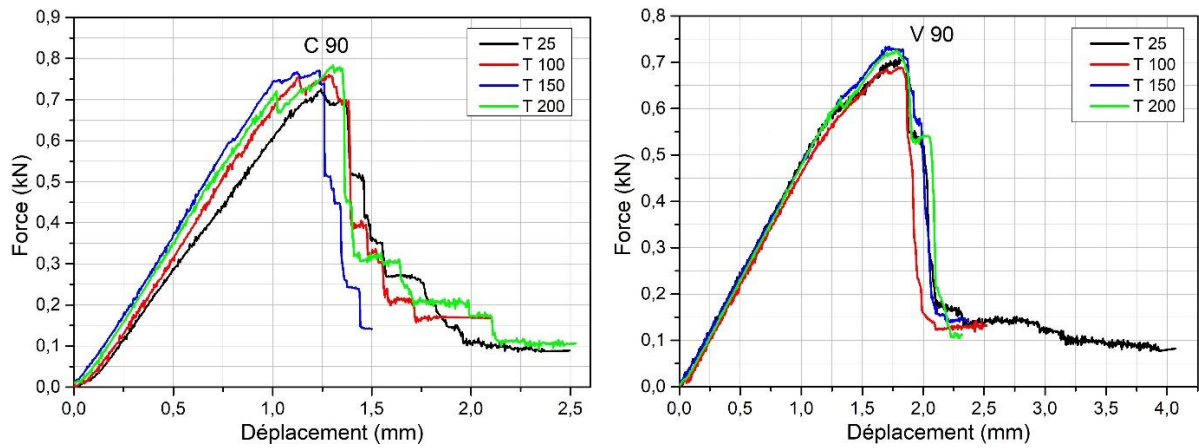


Figure III-13 : Courbe de flexion : influence de la température sur les composites stratifiés à orientation $0^{\circ}/90^{\circ}$

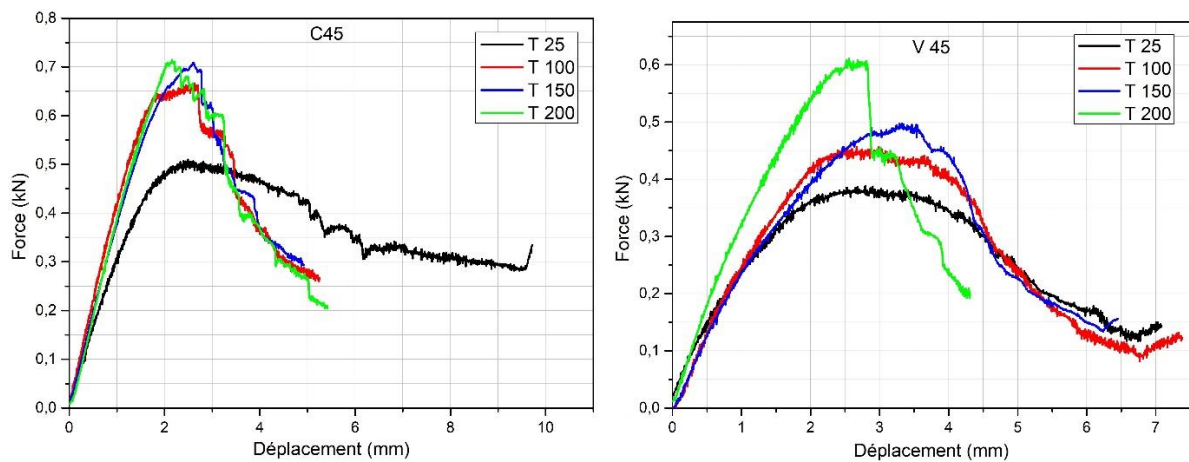


Figure III-14 : Courbes de flexion : influence de la température sur les composites stratifiés à orientation $-45^{\circ}/45^{\circ}$

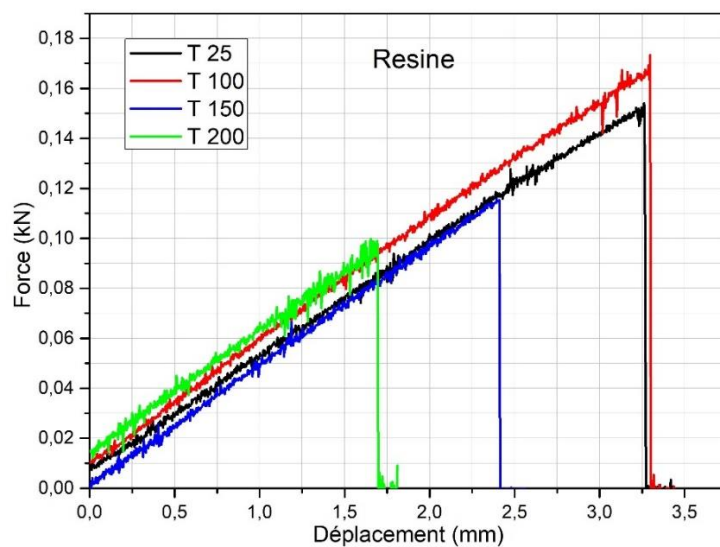


Figure III-15 : Influence de la température sur la résine

Tableau III-6 : Propriétés mécaniques des composites stratifiés et de la résine à différentes températures

Matériaux	T (C°)	σ max (MPa)	F max (N)	E_f	Déplacement (mm)
				(GPa)	
Composite de carbone à 0°/90°	25	642.77	735.40	41.02	1.24
	100	637.30	720.19	35.63	1.30
	150	660.83	762.33	46,94	1.23
	200	664.66	766.33	43,76	1.38
Composite de carbone à -45°/45°	25	443.77	500.33	15.47	2.56
	100	500.48	589.33	15.03	2.97
	150	568.70	702.67	19.39	2.74
	200	582.68	712.33	23.35	2.32
Composite de verre à 0°/90°	25	564.28	688.33	28.48	1.84
	100	574.58	706.24	28.53	1.82
	150	593.51	730.03	31.48	1.82
	200	580.62	701,67	29.46	1.83
Composite de verre à -45°/45°	25	354.67	397,67	12.06	2.49
	100	400.94	451,67	10.86	3.02
	150	459.53	518,33	10.79	3.32
	200	478.77	538,67	13.28	2.83
Résine époxyde	25	64.95	150.54	05.44	3.31
	100	91.38	175.01	04.92	3.27
	150	63.73	115.54	05,41	2.42
	200	44.31	101.07	06,91	1.41

A travers les résultats obtenus du test de flexion sur les éprouvettes à différentes températures de traitement thermique (figure III-13, III-14, III-15 et le tableau III-6), on remarque pour la matrice traitée à 100 C°, une légère modification de l'allongement qui augmente de (0.04 mm) ainsi qu'une augmentation remarquable de la résistance à la flexion qui s'accroît de 25 Newtons. Pour les matrices traitées à 150 C° et à 200 C°, on observe des diminutions considérables dans l'allongement et dans la résistance à la flexion. Ces derniers décroissent de 0.85 mm et 60 N et de 1.01 mm et 15 N pour les températures de traitement thermique 150 C° et 200 C° respectivement. Quand on augmente la température de traitement thermique pour les composites stratifiés à orientation (0°/90°), on remarque une légère modification (diminution) de la déformation (de l'ordre de 0.1 mm) accompagnée d'une augmentation de la résistance à la flexion (de l'ordre de 15 N). Cette dernière est beaucoup plus remarquable pour les composites stratifiés à orientation (-45°/45°) qui atteint l'ordre de 35 N. L'allongement des composites à cette orientation est aussi plus grand que pour l'orientation (0°/90°) et diminue relativement (de l'ordre de 0.2 mm) quand la température de traitement thermique est augmentée. Pour les composites stratifiés et pour la matrice, le module longitudinal s'accroît proportionnellement avec l'augmentation de la température de traitement thermique et connaît ses valeurs zéniths dans le cas des composites stratifiés à orientation (0°/90°) qui sont de l'ordre de 46 GPa pour les composites de carbone et de 29 GPa pour les composites de verre. Pour les composites stratifiés à orientation (-45°/45°), les valeurs du module longitudinal sont de compris entre 15 et 23 GPa pour le carbone et entre 10 et 13 GPa pour le verre. La matrice présente des valeurs du module longitudinal plus faible que celles présentées par les composites, et sont compris entre 4.90 et 6.92 GPa.

CHAPITRE IV

Etude des modes d'endommagement

CHAPITRE IV- ETUDE DES MODES D'ENDOMMAGEMENT

Grâce à leurs qualités et à leur fiabilité, les techniques optiques sont largement utilisées non seulement dans les laboratoires de recherches mais aussi dans l'industrie. Elles permettent un contrôle non destructif et sans contact avec une excellente précision. Dans le cas des composites, la microscopie est souvent utilisée comme technique complémentaire pour clarifier certaines observations provenant d'autres analyses, par exemple pour évaluer la qualité d'imprégnation d'une procédure, ou pour étudier des surfaces de rupture [22].

Après avoir réalisé les essais mécaniques destructifs sur les différentes éprouvettes de composites élaborés. Des observations microscopiques au microscope optique et au microscope électronique à balayage (MEB) ont été effectuées au Centre de Recherche en Technologie Industrielles (CRTI). En effet, ces observations permettent d'analyser les faciès de rupture de différents composites stratifiés afin de mettre en évidence les différents modes d'endommagements.

L'étude des modes d'endommagement a été réalisée sur les différentes éprouvettes de traction et de flexion endommagées. Pour la visualisation par la microscopie optique et électronique, le choix des éprouvettes de flexion était au détriment de celles de traction en raison du bon aspect que donnent les éprouvettes de flexion aux images du microscope et la facilité de visionnage des modes de ruptures.

IV.1- Etude d'endommagement par traction :

IV.1.1- Exposition des éprouvettes :

La visualisation des modes d'endommagement par traction a été faite directement sur les éprouvettes des composites stratifiés endommagés, les échantillons sélectionnés diffèrent sur la base des trois paramètres d'élaboration cités précédemment (type de renfort, orientation des fibres et température de traitement thermique). Les photos prises pour la visualisation sont exposées sur les figures IV-1, IV-2.

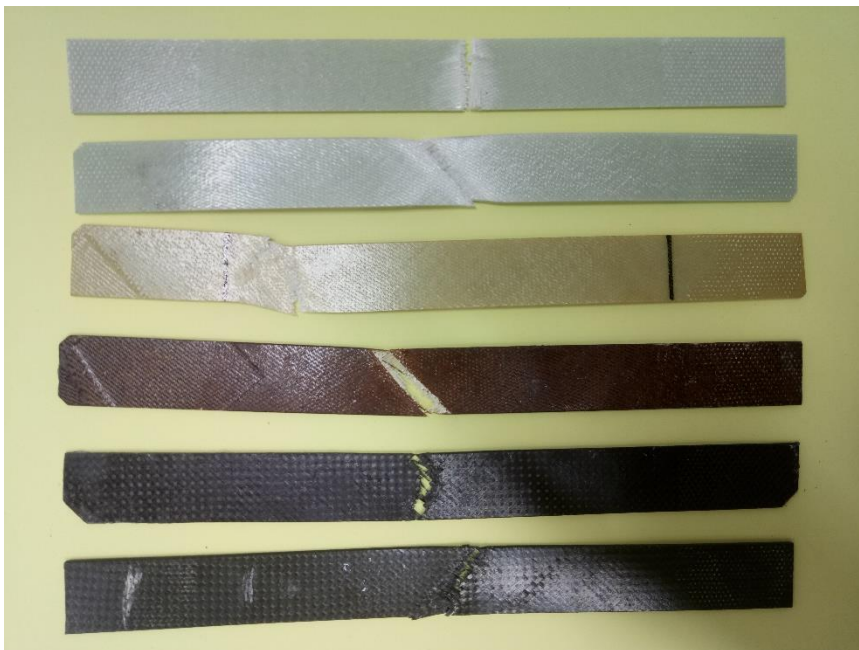


Figure IV-1 : Epreuves de traction endommagées destinées à la visualisation

IV.1.2- Résultats et discussion :

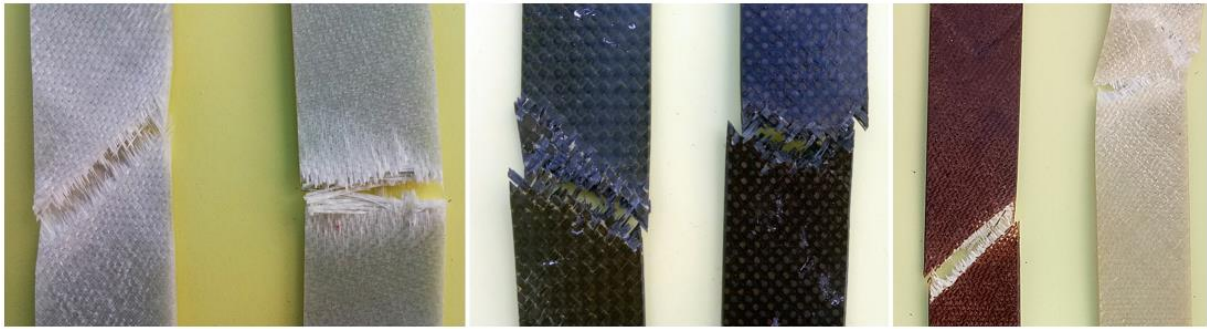


Figure IV-2 : Faciès de rupture dans les éprouvettes de traction

A travers les photos prises des éprouvettes de traction endommagées, on remarque l'existence de deux modes d'endommagement à cette échelle. Les éprouvettes sont endommagées soit par rupture brutale qui est le cas des composites stratifiés à orientation ($0^\circ/90^\circ$), soit par rupture avec allongement de l'éprouvette accompagné d'un rétrécissement de la largeur au niveau de la partie voisine à la rupture qui marque le cas des composites stratifiés à orientation ($-45^\circ/45^\circ$).

IV.2- Etude d'endommagement par flexion :

Les échantillons de flexion après rupture, destinés à la visualisation par la microscopie optique ont été enrobés dans un seul moule pour uniformiser leurs surfaces pendant le polissage (figure IV-3). Alors que ceux destinés à la visualisation par la macroscopie ont été prises directement.

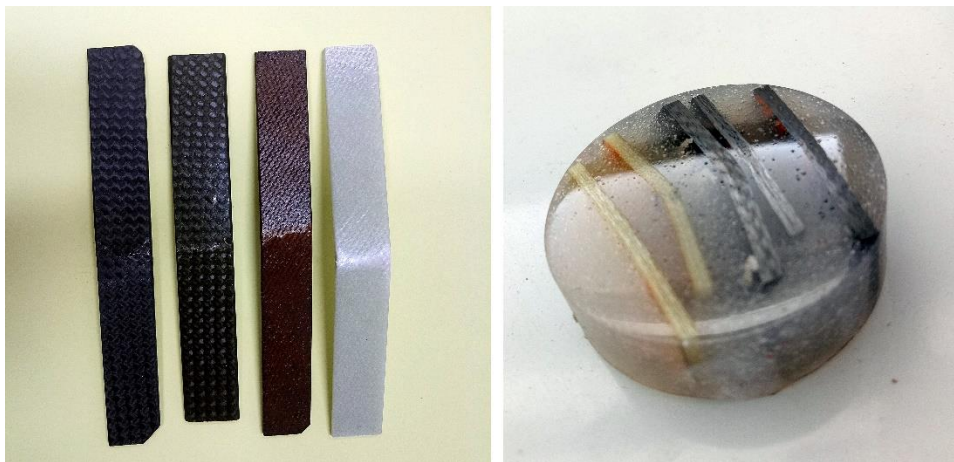


Figure IV-3 : Epreuves de flexion pour la visualisation microscopique

IV.2.1- La macroscopie optique :

Une propriété macroscopique est une caractéristique d'un corps qui peut être observée en l'observant globalement. C'est une propriété à grande échelle, par opposition aux « propriétés microscopiques » qui caractérisent les plus petits constituants du corps. La macroscopie optique permet de donner à travers son agrandissement extérieur, un aspect beaucoup plus surfacique que volumique. La macroscopie permet de faire l'étude extérieure du matériau

IV.2.1.1- Le microscope optique :

Le microscope optique utilisé est un SMZ 745-T de la marque NIKON (figure IV-4). Il est utilisé avec un grossissement compris entre X 1 et X 4. L'acquisition des images est réalisée grâce à une caméra numérique qui permet d'acquérir des photos via le logiciel Axiovision.



Figure IV-4 : Microscope et Microscope optique utilisés

IV.2.1.2- Résultats et discussion :

Les figures IV-5 jusqu'à IV-10 représentent des observations macrographiques des modes de rupture pour les différents composites stratifiés testés en essais de flexion 3-points. A partir les images des éprouvettes de flexion endommagées prises par le microscope optique, on remarque une propagation plus profonde des fissures pour les composites à orientation $0^\circ/90^\circ$ que pour l'orientation $(-45^\circ/45^\circ)$ où la fissuration est moins brutale. Ceci est dû au comportement rigide des composites avec l'orientation $(0^\circ/90^\circ)$ et au comportement ductile pour des composites avec l'orientation $(-45^\circ/45^\circ)$ caractérisée par un grand allongement. La propagation de la fissure se fait de la matrice vers les renforts suivant les la direction des fibres.

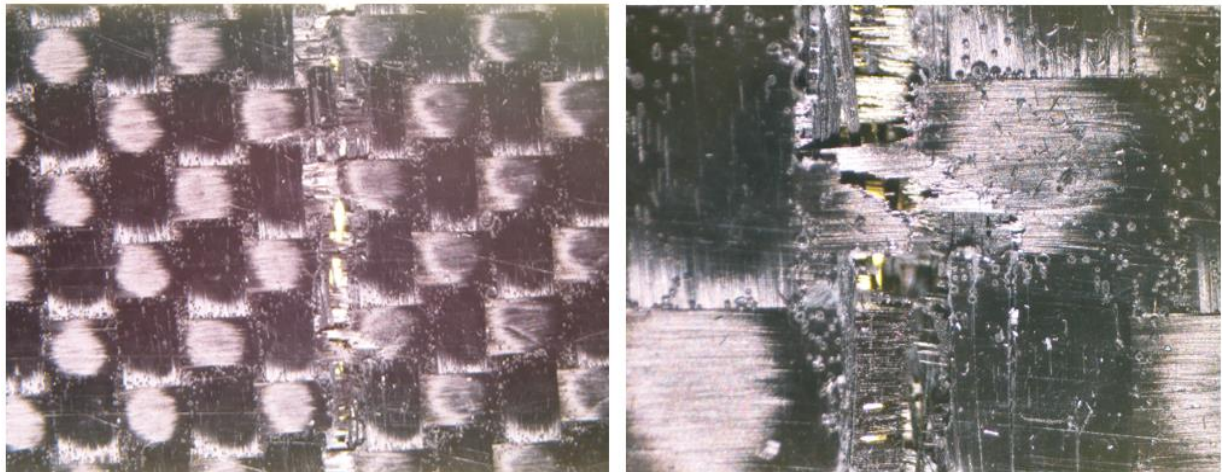


Figure IV-5 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de carbone ($0^\circ/90^\circ$)

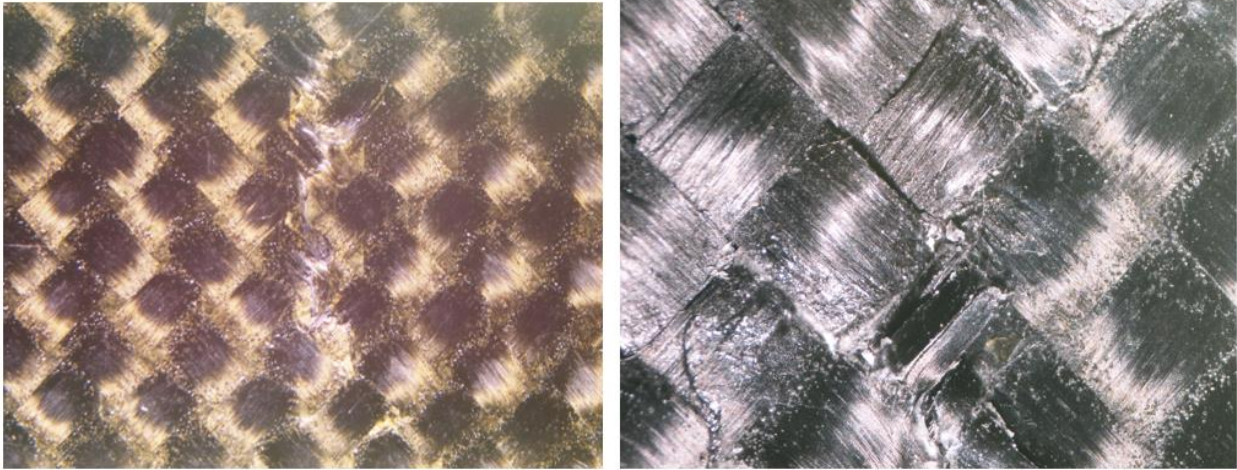


Figure IV-6 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de carbone (-45°/45°)

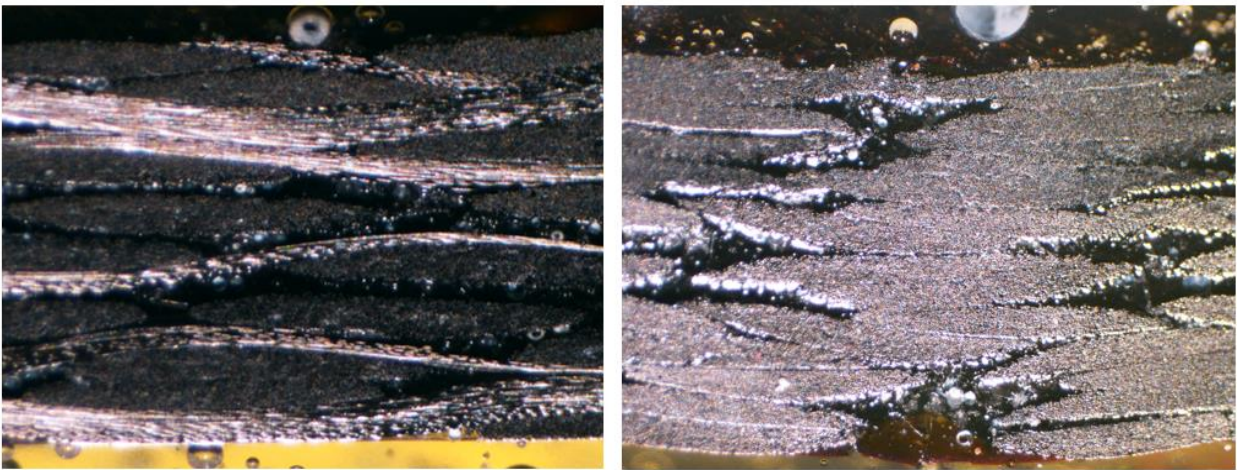


Figure IV-7 : Propagation de la fissure à travers les tissus dans les composites stratifiés de carbone



Figure IV-8 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de verre (0°/90°)

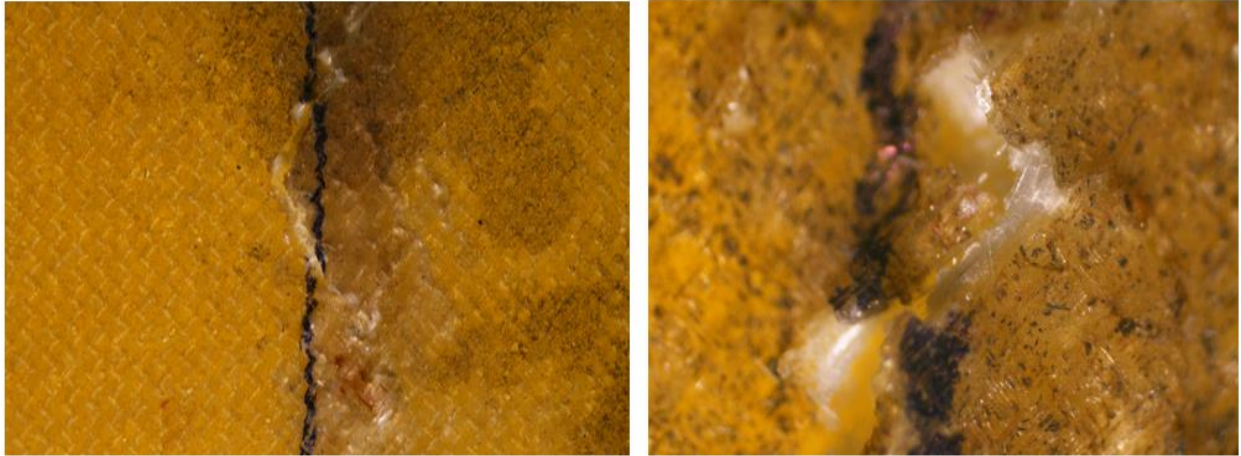


Figure IV-9 : Faciès de rupture dans un composite stratifié de verre (-45°/45°)

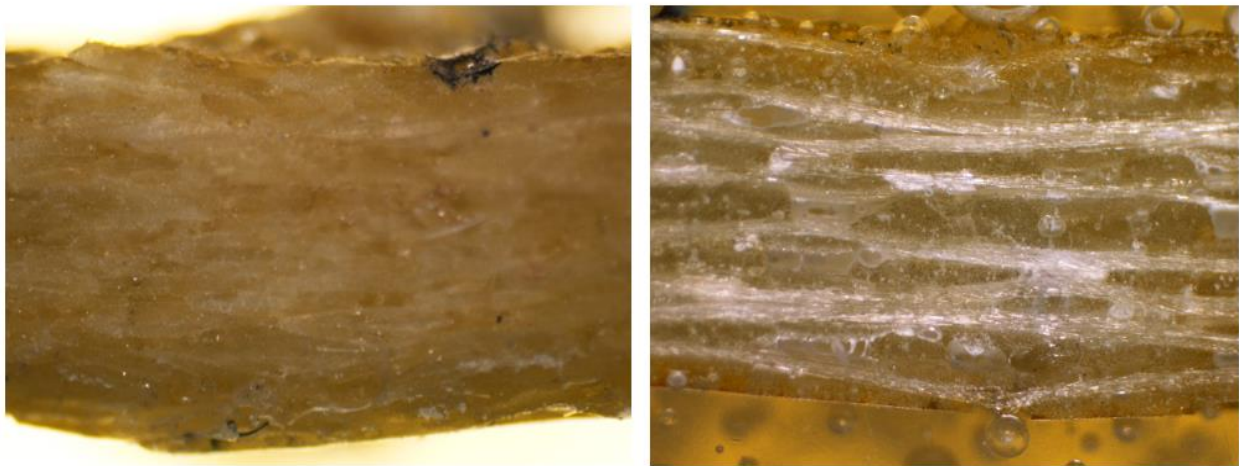


Figure IV-10 : Propagation de la fissure à travers les tissus dans les composites stratifiés de verre

IV.2.2- La microscopie optique :

Le microscope optique est un instrument muni d'un objectif et d'un oculaire qui permet de grossir l'image d'un objet de petites dimensions jusqu'à 300 fois plus grand, et de séparer les détails de cette image afin qu'il soit observable par l'œil humain. Il est utilisé en plusieurs domaines comme la biologie et la métallurgie. La microscopie optique permet de visualiser la microstructure et de faire son étude au niveau granulaire.

IV.2.2.1- Le microscope optique :

Le microscope utilisé est un Eclipse LV 100ND de la marque NIKON (figure IV-11). Il est utilisé en réflexion avec un grossissement compris entre X 5 et X 150. Le microscope optique est couplé à une caméra numérique qui permet l'acquisition des images via le logiciel NIS-Elements.

IV.2.2.2- Résultats et discussion :

Les figures IV-11 et IV-12 représentent des observations micrographiques des modes de rupture pour les différents composites stratifiés testés en essais de flexion 3-points.

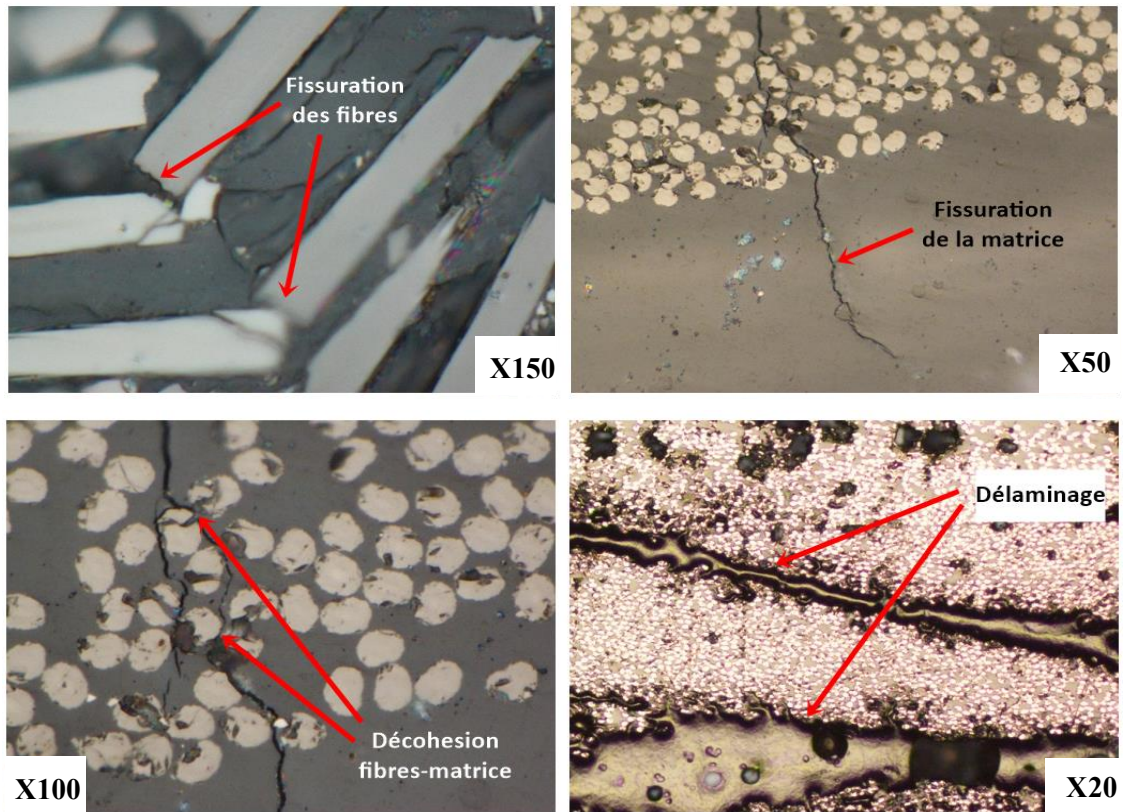


Figure IV-11 : Les modes de rupture dans les composites stratifiés de carbone

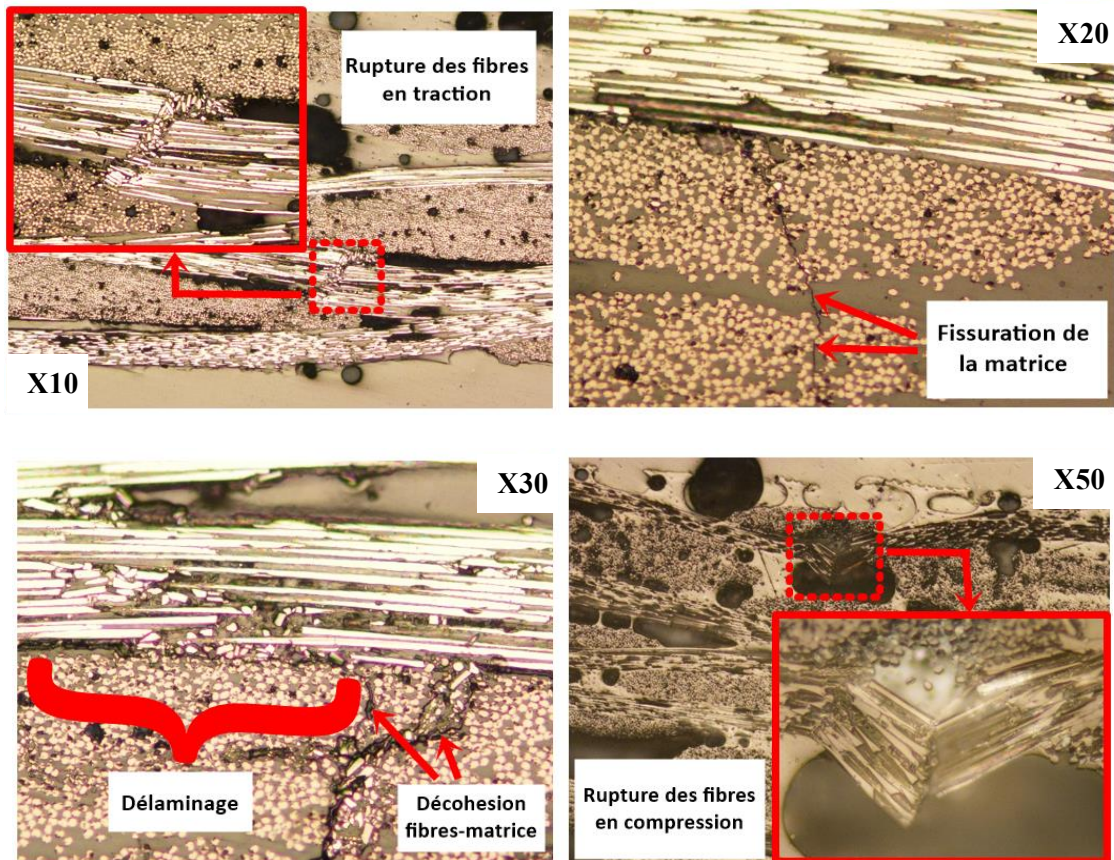


Figure IV-12 : Les modes de rupture dans les composites stratifiés de verre

A partir des images des figures IV-11 et IV-12 des éprouvettes de flexion après rupture prises par le microscope optique, les résultats montrent la présence de quatre modes d'endommagement dans les deux types de stratifiés. En effet, au cours de l'essai de flexion auquel étaient soumises les éprouvettes, l'endommagement se fait en deux modes. Les couches supérieures de l'éprouvette subissent une compression tant dis que celles de la partie inférieure subissent une force de traction, provoquant ainsi la rupture des fibres en deux modes : fissuration des fibres par traction qui se produit dans les couches des tissus inférieures et fissuration des fibres par compression qui se produit dans les couches des tissus supérieures (figure IV-13)

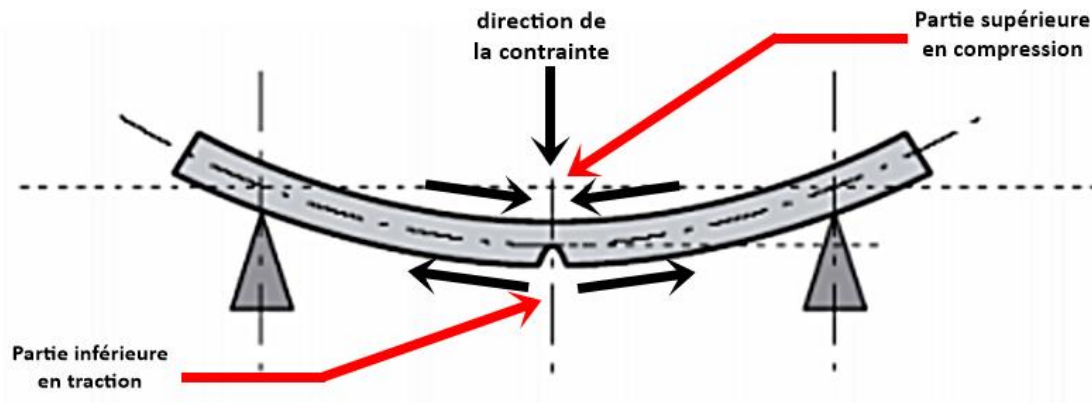


Figure IV-13 : Mécanisme d'endommagement pour l'essai de flexion

IV.2.3- La microscopie optique à balayage (MEB) :

La microscopie optique à balayage est considérée comme la méthode visuelle la plus satisfaisante en termes de résultats. En effet, elle permet d'aboutir à une description parfaite du matériau à l'échelle des constituants fondamentaux. Le microscope électronique à balayage fournit des informations sous forme d'images lumineuses, résultant de l'interaction d'un faisceau d'électrons avec un volume de l'échantillon étudié.

IV.2.3.1- Le microscope électronique à balayage (MEB) :

Le microscope électronique à balayage utilisé dans ce test est le Gemini SEM 300 de la marque ZEISS (figure IV-15). L'agrandissement utilisé pour la visualisation variait de ($\times 10$) jusqu'à ($\times 1000000$) avec un signal varie entre 1 et 5 Kv.



Figure IV-14 : Le microscope électronique à balayage (MEB)

IV.2.3.2- Résultats et discussion :

Les figures IV-15 jusqu'à IV-17 représentent une série d'observation faites par le MEB des faciès de rupture des différents stratifiés testés en essais de flexion 3-points.

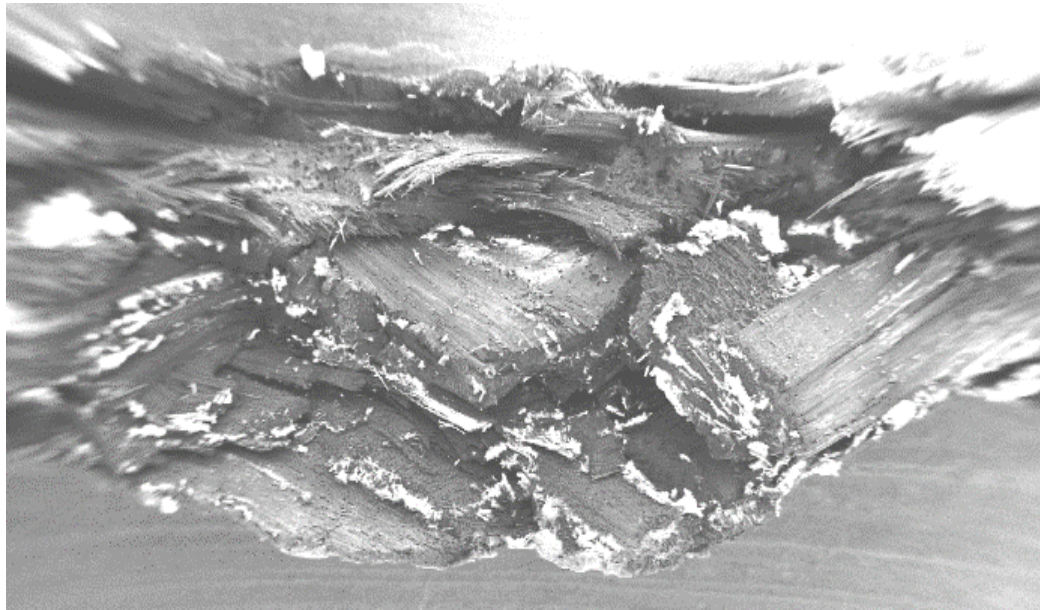


Figure IV-15 : Image MEB d'une éprouvette de flexion après rupture

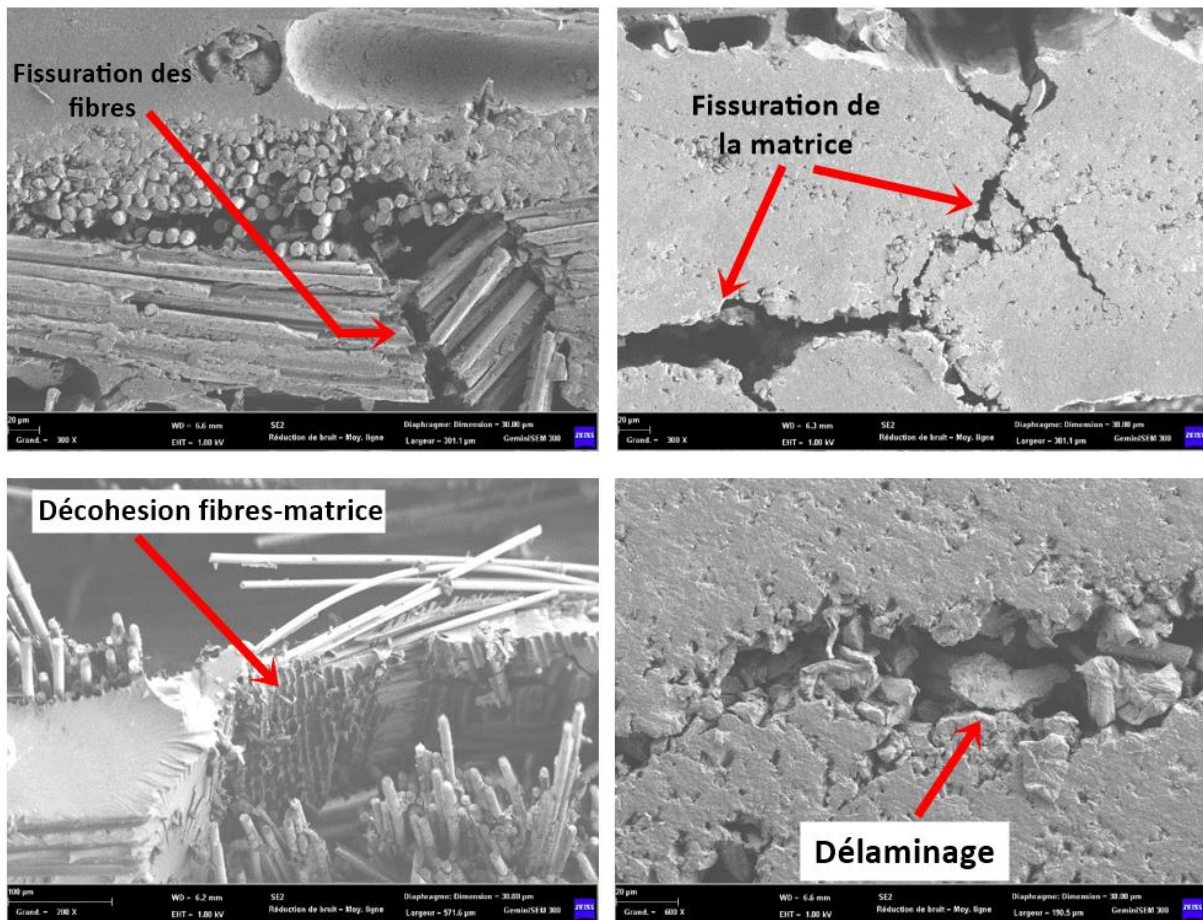


Figure IV-16 : Les modes d'endommagement par le MEB

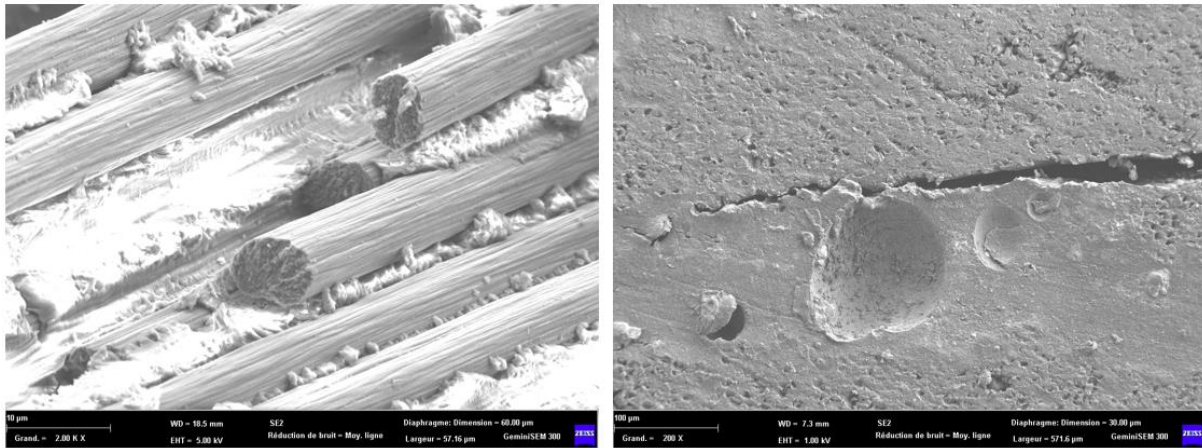


Figure IV-17 : Architecture des fibres et de la matrice par le MEB

Les images prises par le MEB confirment la présence de quatre modes d'endommagement visualisés précédemment par la microscopie optique. Ces observations montrent que la propagation de la fissure se produit d'abord dans la matrice entre les plis qu'on appelle *fissuration inter plis*. Cette dernière provoque ensuite la décohésion fibres-matrice des composites à cause de l'élévation de la température ou de la charge qu'elle subisse.

Quand la décohésion fibres-matrice se propage le long des fibres, elle peut entraîner un autre mode d'endommagement qu'on appelle *l'arrachement des fibres*. La fissuration se propage ensuite tout au long des plis et conduit au *délamination*. La rupture des fibres se produit en dernier soit par effet de compression soit par effet de traction.

Conclusion et perspectives

CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Grâce à leurs caractéristiques techniques et propriétés physiques, les matériaux composites ont pu intégrer la classe des matériaux avancés et ont permis un développement considérable du monde de la technologie généralement et du monde d'aviation spécialement.

Cependant, l'usage intensif de ces matériaux en tant qu'éléments de structure, en particulier dans le domaine de l'aviation civile, reste limité par la nécessité de prouver leur durabilité et leur fiabilité. Dans la plupart du temps, les matériaux composites sont soumis à des conditions environnementales sévères telles que les effets de la température et de l'impact ce qui peut entraîner des pertes importantes des propriétés mécaniques et provoquer ainsi la rupture.

L'objectif assigné à ce travail est :

- Une initiation à la recherche concernant un thème bien précis qui se rapporte aux matériaux composites. De ce fait, une partie importante de ce travail est réservée à l'étude bibliographique relative au domaine de matériaux composites et particulièrement les composites stratifiés.
- L'élaboration de différents types de composites stratifiés par la méthode de contact sous vide.
- L'étude de l'influence des paramètres d'élaboration sur le comportement des composites stratifiés.

En complétant ce mémoire, nous sommes parvenus aux résultats suivants :

- Les composites stratifiés à orientation ($0^\circ/90^\circ$) présentent un comportement dur et leur rupture se fait brutalement et nécessite une grande contrainte. Les composites stratifiés à orientation ($-45^\circ/45^\circ$) présentent un comportement ductile et leur rupture se fait après un allongement considérable.
- Les traitements thermiques réalisés sur la résine EPOCAST 50-A1 US utilisée pour l'élaboration des composites stratifiés a montré que celle-ci présente ses meilleures caractéristiques pour le traitement thermique effectué à 100 C° . Au-delà de cette température, la composition chimique de la résine cause une diminution considérable des propriétés mécanique de la matrice pour les températures de traitement thermique supérieures.
- Les traitements thermiques réalisés sur les composites ont montré à travers les résultats des essais mécaniques que la résistance à la traction et à la flexion augmentent considérablement pour les composites stratifiés à orientation ($-45^\circ/45^\circ$). Par contre, l'allongement diminue proportionnellement avec l'augmentation de la température de traitement thermique.
- Pour les composites stratifiés à orientation ($0^\circ/90^\circ$), on a remarqué un petit changement de la résistance à la traction et la flexion (diminution pour le cas de traction et

augmentation pour le cas de flexion) accompagné d'une diminution de l'allongement lorsqu'on on augmente la température de traitement thermique.

- Les modes d'endommagement constatés après la rupture des composites stratifiés sont des défauts à peine visibles de l'extérieur tels que la décohésion ou encore le délaminage.

Le travail qu'on a réalisé durant ces 6 mois a donné des résultats très intéressants qui ouvrent des nouvelles perspectives :

- Une caractérisation de la résine par la méthode de DSC et DMA pour la détermination exactement de la température de transition vitreuse (T_g).
- Une élaboration de composites stratifiés hybrides afin de voir l'influence de l'assemblage de plusieurs éléments sur les matériaux composites.
- Une caractérisation mécanique sous sollicitation de fatigue et de chocs pour les composites stratifiés afin de mieux connaître leur comportement à long terme et de caractériser leur fragilisation.
- Une étude de simulation à travers une modélisation numérique pour voir le comportement de ces matériaux de manière plus précise.

Références bibliographiques

Références Bibliographiques

- [1] **BERTHELOT, Jean-Marie**. Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse des structures. 5^{ème} édition. Paris : Tec & Doc, 2012. 633 p. Lavoisier. ISBN : 978-2-7430-1450-6.
- [2] **YI Xiao-su. DU, Shanyi. ZHANG, Litong**. Composite Materials Engineering. Volume 1, Fundamentals of Composite Materials. Harbin, Heilongjiang China : Springer, 2006. 765 p. Chemical Industry Press. ISBN : 978-981-10-5695-6.
- [3] **BOUVET, Christophe**. Mechanics of Aeronautical Composite Materials, 2017. London : ISTE, 1988. 293 p. Wiley. ISBN : 978-1-78630-114-7.
- [4] **K. CHAWLA, Krishan**. Composite Materials Science and Engineering, Third Edition. New York : Springer, 2012. 533 p. Library of Congress. ISBN : 978-0-387-74364-6.
- [5] **VANNUCCI, Paolo**. Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception. Master Dimensionnement des Structures Mécaniques dans leur Environnement (DSME). Université de Versailles et Saint-Quentin-en-Yvelines, France : 2007.
- [6] **GAY, Daniel. V. HOA, Suong. W. TSAI, Stephen**. Composite materials : Design and applications. CRC Press LLC, New York : 2003. 518 p. CRC Press LLC. ISBN : 1-58716-084-6.
- [7] **GORNET, Laurent**. Généralités sur les matériaux composites. Engineering school, Centrale Nantes : 2008. 41 p.
- [8] **ACHOUR, Toufik**. Etude des techniques de réparation des structures composites endommagées. 117 p. Mémoire de magister. Département de génie mécanique, faculté des sciences de l'ingénieur, université Mentouri, Constantine : 2011.
- [9] **TECHNOMIC PUBLISHING COMPANY INC**, The Composite Materials Handbook MI117 volume 2, Polymer Matrix Composites : Materials Properties. Lancaster P.A United State. , 1999. 457 p. J, ANCASTER BASET. ISBN : 1-56676-970-1.
- [10] **SANJAY, K, Mazumdar**. Composites Manufacturing Materials : Product, and Process Engineering, Washington D.C, CRC PRESS, 2002. 396 p. ISBN : 0-8493-0585-3.
- [11] **REID, S. R. ZHOU, G**. Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures, Washington D.C, CRC PRESS, 2000. 318 p. ISBN : 0-8493-0847-X.
- [12] **P. BARDONNET**, "Résines époxydes (EP)," Techniques de l'Ingénieur, vol. A346.
- [13] **GORNET Laurent**, Les matériaux composites, centrale de Nantes, ENCN Nantes France, 2008. 47 p.
- [14] **TRABELSI, Walid**. Vieillissement De Materiaux Composites Carbone/Epoxy Pour Applications Aeronautiques, Thèse de doctorat Mécanique et matériaux, l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, Paris : 2011.
- [15] **DJEBLOUN, Youcef**. Etude de l'influence du type de la matrice sur les matériaux composites : essai de flexion 3 point. Magister, Univerité de Bisekra, Algérie : 2004.

- [16] **GAY, Daniel** Composite materials design and Applications, Third Edition, CRC PRESS, London : 2015. 624 p. ISBN : 978-1-4665-8488-4.
- [17] **LEIF A, Carlsson. F. ADAMS, Donald. PIPES, R. Byron**, Experimental Characterization Of Advanced Composite Materials, Fourth Edition, CRC PRESS, New York : 2014. ISBN : 978-1-4398-4859-3.
- [18] **MALLICK P.K.**, Fiber reinforced Composites Materials, Manufacturing and Design, Third Edition, Taylor & Francis Group, an informa business, New York : 2008. 616 p. ISBN : 978-0-8493-4205-9.
- [19] **AUTAR K. Kaw**, Mechanics of Composite Materilas, second edition, the academic division of T&F Informa P.L.C. London : 2006. 473 p. ISBN : 10: 0-8493-1343-0.
- [20] Les matériaux composites, Dossier créé avec la collaboration de Marc Marzano - Action Composite Pascal Celle – GNFA, ANFA, France : 2014. 92 p.
- [21] **FRANCISAND, Raju. KUMAR, D.Sakthi**. Biomedical Applications of Polymeric Materials and Composites, Wiley-VCH, London : 2017. ISBN : 978-3-527-33836-8.
- [15] **P.K. MALLICK**, FIBER REINFORCED COMPOSITES Materials, Manufacturing, and Design - second Edition 2005. 648p.
- [22] **CEDRIC, Thomas**, Etude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone / matrice polyamide : application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz sous haute pression de type IV, Thèse de doctorat, université PARIS-TECH. 2011.
- [23] **CENTEXBEL-VKC**, composites renforcés de fibres, analyses et caractérisation, Paris : 2013, [consulté le 25/04/2019], disponible sur : <https://www.centexbel.be/fr/essais/materiaux-composites>.
- [24] **KARRAY, Mayssa**. Caractérisation des propriétés mécaniques et électriques des matériaux composites par méthode holographique numérique 3D et analyse diélectrique. Autre [cond-mat.other]. Université du Maine, 2012.
- [25] **Marc BLETRY**, Méthodes de caractérisation mécanique des matériaux, cours de résistance des matériaux, École nationale supérieure des mines de Paris, France : 2007.
- [26] **R. EL GUERJOUA, J.C. BABOUX, D. DUCRET, N. GODIN, P. GUY • S. HUGUE , Y. JAYET, T. MONNIER**, Non destructive evaluation of damage and failure of fiber reinforced polymer composites using ultrasonic waves and acoustic emission, Advanced engineering materials, vol.3, 2001.
- [27] **P-E BOURBAN**, Endommagement, rupture et corrosion des composites thermodurcissables de mats de fibres de verre, thèse N° 1148, université de ParisTech 1993.
- [28] **SOLTANI, Fethi**, Caractérisation de la pâte de ciment par des méthodes ultrasonores, thèse de doctorat, école centrale de Lille, N° d'ordre136, décembre 2010.
- [29] **ROUAM, Kamila**. Elaboration, caractérisation mécanique et hygrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles. Mémoire de Magister, Science et Génie des Matériaux Option : Physique et Mécanique des Matériaux, Université M'hamed Bougara – Boumerdes, 2014.

- [30] **PLUMMER**, Caractérisation des polymères par microscopie électronique, Techniques de l'Ingénieur, Plastiques et Composites AM 3 282 – 2.
- [31] **HAMADI, Zeyneb**, Etude du comportement d'un composite verre/polyester sous sollicitation thermique, Mémoire de magister, Faculté de Science de l'Ingénieur, université de Boumerdes, Algérie : 2012.
- [32] **ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION**, ISO 527 : Principes généraux pour la détermination des propriétés en traction des plastiques et des composites en plastique dans des conditions définies. 1996.
- [33] **ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION**, NF EN ISO 527-4 type B : T51-034-4. Plastiques - Détermination des propriétés en traction - Partie 4 : conditions d'essai pour les composites plastiques, Juillet 1997.
- [34] **ASSOCIATION FRANÇAISE DE NORMALISATION (AFNOR) NF T 51 -001 : ANNULÉE** le 05/06/1994. Plastiques. Détermination des caractéristiques en compression. Septembre 1981.
- [35] **ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION**. EN ISO 527-5, Plastiques - Détermination des propriétés en traction – Partie 5 : conditions d'essai pour les composites plastiques renforcés de fibres unidirectionnelles, 2009.
- [36] **STANDARD TEST METHODS FOR FLEXURAL PROPERTIES OF UNREINFORCED AND REINFORCED PLASTICS AND ELECTRICAL INSULATING MATERIALS**. ASTM D790-07. West Conshohocken : ASTM International, 2004.
- [38] **ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION**. NF ISO 5893, T46-200. Appareils d'essai du caoutchouc et des plastiques - Types pour traction, flexion et compression. Janvier 2016.
- [37] **ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION**. NFT 51 561 : Plastics - Determination Of The Density As A Function Of Temperature - Immersion Method From Sai Global. 2011.
- [39] **Leila Belgacem, Djamel Ouinasa, Jaime Aurelio Viña Olayc, Antonio Argüelles Amadod**. Experimental Investigation of notch effect and ply number on mechanical behavior of interply hybrid laminates (glass/carbon/epoxy). Elsevier, Composites Part B Received 21 December 2017 ; Received in revised form 27 January 2018 ; Accepted 13 March 2018. 189 – 196 p.
- [40] **GARNIER, Christian**. Etude du comportement dynamique des structures composite réalisées par LRI: application à l'impact et à la fatigue. Thèse de doctorat, Université de Toulouse, France. 2011.