

*République Algérienne Démocratique et Populaire*



Université SAAD DAHLAB Blida 1 de wilaya de Blida



Institut d'Aéronautique et Des Etudes Spatiales



## PROJET DE FIN D'ÉTUDE

EN VUE DE L'OBTENTION DE DIPLOME MASTER EN  
AÉRONAUTIQUE

Filière : Construction et Maintenance en Aéronautique

Spécialité : Structure aéronautique

## THÈME

**Etude du comportement  
mécanique des stratifier  
carbone/époxy et verre/époxy  
et comparaison.**

Présentés par :

AMIROUCHE Elyassine

Encadré par :

BASAIID Djamel

Année Universitaire : 2015/2016

## ملخص

تحتل المواد المركبة أهمية كبيرة في ميادين الطيران و الفضاء, و نوعية هذه المواد امر بالغ الأهمية بحيث يجب ان تتميز بحد ادنى من العيوب و خصائص ميكانيكية ممتازة. تتطرق هذه الوثيقة لوصف الإعداد بطريقة الصب باستعمال الفراغ لمادتين مركبتين متكونة اساسا من زجاج / إيبوكس, كربون / إيبوكس. كما اجریت العديد من التجارب الميكانيكية (الشد, الضغط الانحناء) و المورفولوجية على هذه المواد لتحليلها وتفسير سلوكها عندما تتعرض لضغوط متنوعة. وقد أظهرت النتائج أن عملية الصب باستعمال الفراغ يقلل بشكل ملحوظ من عدد العيوب في المواد المتقدمة. و الخطوة الأخيرة هي محاكاة السلوك الميكانيكي لصفائح كربون / إيبوكس عن طريق برنامج أنسيس. كما أظهرت هذه النتائج من وجهة نظر ميكانيكية أن هذه المواد تتميز بمقاومة شد ومقاومة انحناء ممتازتين و معامل مرونة كبير عند استخدام ألياف الكربون كتعزيز.

## RESUMÉ

Les matériaux composites occupent de plus en plus de place dans le domaine de l'aéronautique et l'aérospatiale, la qualité de ces matériaux est primordiale et ces derniers doivent avoir un minimum de défauts et d'excellentes caractéristiques mécanique. Ce document traite et décrit l'élaboration par le procédé de moulage sous vide de deux matériaux composites : verre/époxy, carbone/époxy. Des caractérisations mécaniques (traction, flexion, compression) et dynamique (fatigue et fluage), morphologique ont été réalisés sur ces matériaux afin d'analyser et d'interpréter leur comportement quand ils sont soumis à différentes sollicitations et dernière étape consiste a simulé le comportement mécanique du stratifié carbone/époxy par ANSYS. Les résultats obtenus ont montrés que le procédé de moulage sous vide diminue sensiblement le nombre de défauts dans le matériau élaboré. Sur le point de vue mécanique ces résultats ont aussi montrés qu'on peut avoir une excellente résistance à la traction et à la flexion et avec un module d'élasticité assez grand en utilisant la fibre de carbone comme renfort.

## ABSTRACT

Composite materials are gaining greater and greater importance in the aeronautics and aerospace domains. The quality of these materials is key as they need to have as few faults as possible and excellent mechanical characteristics.

This document deals with and describes elaboration with the use of vacuum moulding processing of two composite materials: glass/epoxy, carbon/epoxy. Mechanical (tensile, bending, compression), dynamic (fatigue, creep), and morphological characterizations were carried on these materials in order to analyse and interpret their behavior when subjected to different stresses. The last step consists in simulating the mechanical behavior of the carbon/epoxy laminate via ANSYS.

The results obtained showed that the vacuum moulding process markedly diminishes the number of faults in the elaborated material. From a mechanical standpoint, these results also showed that one can have excellent resistance to tensile and bending while having a modulus of elasticity that is quite large with the use of carbon fiber as support.

# Remerciements

*Je tiens tout d'abord à remercier le dieu ALLAH tout puissant, de m'avoir donné le courage et la patience afin de mener à bien et à terme ce travail.*

*Je tiens à exprimer mes vifs remerciements à notre promoteur Mr BASAID djamel pour avoir proposés ce sujet, leur aide et ses précieux conseils tout au long de notre travail.*

*Je tiens à remercier les membres du jury pour l'honneur qu'ils m'ont fait en acceptant d'examiner notre travail*

*Un hommage reconnaissant est adressé à tous les cadres de l'Institut d'Aéronautique et des études spatiales*

*Pour m'avoir aidés lors des essais mécaniques et pour m'avoir accueillis comme leurs étudiants je remercie le chef du département SDM de l'université de BOUMERDES Mr BEZZAZI*

*Mes vifs remerciements vont aussi au Mr ARABI Chouaib pour m'avoir aidé à réaliser mes tests mécaniques.*

*Un grand merci aussi au chef de l'atelier composites et plastique Mr CHOUBAN SAMIR, et à tout le staff technique à savoir Mounir, Younes, houssam et tout les autres pour m'avoir aidé, conseiller et fait profiter de leur savoir-faire en matière d'élaboration.*

*En fin, merci à mes amis qui m'ont soutenu durant cette étude, qui m'ont aidés mais surtout qui ont supporté mes angoisses et mes craintes et qui ont cru en me jusqu'au bout. Sans oublier bien sur mes parents, mes frères et mes cousins qui étaient là à chaque instant des ces années d'études, qui ont cru en me du début jusqu'à la fin et cela malgré les échecs, qui m'ont motivé et m' avoir donné le courage de persévérer malgré les difficultés.*

*Que dieu vous garde incha allah et vous ouvre les portes du paradis amine.*

# DEDICACE

Ce résultat, fruit de plusieurs années d'études, d'efforts pour lesquelles le mérite revient d'abord à ceux qui m'ont donné la vie, et m'accompagné dans mon cursus. Cet espace est très limité pour exprimer ma gratitude, et mes pensées très fortes pour eux, pour avoir été toujours présents à mes côtés, et partageants les peines et les moments de joie.

Je dédie ce modes te travail à :

- ✚ Mon très cher père et ma très chère mère
- ✚ Toute la famille.
- ✚ Tous mes amis et ma promo.
- ✚ Tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin.

«*Elyassine*»



# Table des matières

Résumé
Remercîments
Dédicaces
Table des matières
Nomenclature
Liste des figures
Liste des tableaux
Introduction Générale

## **Chapitre I : synthèse bibliographique.**

I.1.Introduction	1
I.2.Constitution d'un matériau composite	2
I.2.1.La matrice	2
I.2.1.1.Les résines thermodurcissables	2
I.2.1.2.La résine époxyde	3
I.2.1.3.Constituants de la résine époxyde	3
I.2.1.4.Propriétés des résines époxydes	4
I.2.1.5.Caractéristiques mécaniques des résines époxydes	5
I.2.1.6.Les avantages et les inconvénients	5
I.2.1.7.Les résines thermoplastiques	6
I.2.1.8.Les élastomères	8
I.2.2.Les renforts	9
I.2.2.1.Architecture des renforts	9
I.2.2.2.Les différentes fibres (renforts)	11
I.2.2.3.Définition des fibres de verre	11
I.2.2.4.Propriétés mécaniques	12
I.2.2.5.Application aéronautique de fibre de verre	12
I.2.2.6.Définition des fibres de carbone	13
I.2.2.7.Classification des fibres de carbone	13
I.2.2.8.Propriétés des fibres de carbone	14
I.2.2.9.Propriétés mécaniques	14
I.2.2.10.Propriétés thermiques	14
I.2.2.11.Application aéronautique de fibre de carbone	15
I.3.Les interfaces	15
I.4.Structure du composite	16
I.5.Procédé de fabrication des composites	17
I.5.1. Moulage sous vide	17
I.5.2.Moulage au contact	18
I.5.3.Moulage par projection simultanée	19
I.5.4.Moulage par enroulement filamentaire	20
I.6.Quelques exemples de structures en composites d'avions	21
I.7.Avantages des matériaux composites	22
I.8.Inconvénients des matériaux composites	22
I.9.Comportement des composites sous sollicitation mécanique	23
I.9.1.Fatigue	23
I.9.2.Interface	23
I.9.3.Endommagement	24
I.10. Conclusion	25

## Chapitre II : Elaboration des plaques, réalisation des éprouvettes et caractérisation.

II.2.Elaboration des plaques	26
II.2.1. Le renfort	26
II.2.1.1.Tissu de fibre de carbone	26
II.2.1.2.Tissu de fibre de verre	27
II.2.2.La matrice	28
II.2.2.1.la résine type Epocast50-A1	28
II.2.2.2.le durcisseur 946	29
II.2.2.3.Propriétés du mélange EPOCAST 50-A1/HARDENER 946 après polymérisation	29
II.2.2.4.Préparation de la résine	30
II.2.3.Les consommables	30
II.2.3.1.Film de mise sous vide (ou nylon)	30
II.2.3.2.Film séparateur perforé (ou tissu perforé)	31
II.2.3.3.Tissu d'arrachage	32
II.2.3.4.Tissu absorbant (la watte)	33
II.2.4.Procédure de fabrication des plaques par moulage sous vide	34
II.2.5.Aspect du faciès stratifié des échantillons bruts (verre/époxy) et (carbone/époxy)	38
II.3.Réalisation des éprouvettes	39
II.4.Caractérisation mécanique	42
II.4.1.Essai de traction	43
II.4.1.1.Dispositif d'essai	43
II.4.2.Essai de flexion trois point	45
II.4.2.1.Dispositif d'essai	45
II.4.3.Essai de compression	46
II.4.3.1.La machine utilisée	47
II.4.4.Essais de fatigue	48
II.4.5.Essais de fluage	48
II.5. Opération de calcination	49
II.5.1.Calcination	49
II.5.2.Mesure du taux de fibre	50
II.6.Caractérisation morphologique	50
II.6.1. Dépôt de carbone	51
II.6.1.1. Principe de dépôt de carbone	51
II.6.2. Caractérisation au M.E.B	51
II.7. conclusion	52

## Chapitre III : Résultats et discussions.

III.1. Comportement en traction des éprouvettes élaborées	53
III.2. Comportement à la traction	53
III.3. Comportement à la flexion	59
III.4.comportement à la compression	65
III.5.Résultats du test de fluage	67
III.6.Résultats test de fatigue	68
III.7.Opération de calcination	70
III.7.1.Calcul de la fraction massique	70
III.7.2.Calcul de la fraction volumique	70
III.8.conclusion	71

## **Chapitre IV : simulation numérique.**

IV.1.Introduction	72
IV.2.Modélisation par ANSYS	72
IV.3.Description de l'él	73
IV.3.1.Le maillage	73
IV.3.2.Choix Du Type De Maillage	74
IV.4.Workbench (ANSYS)	76
IV.5.Etapes de simulation des essais traction et flexion	76

# List des Figures :

## *Chapitre I*

Figure I.1 : Composition des matériaux composites en général.	1
Figure I.2 : Répartition des matériaux sur le Boeing 787	2
Figure I.3 : Différentes familles de matrice	2
Figure I.4 : Photographie du modèle 3D du constituant DGEBA n=2 avec présentation chimique des principaux groupes constitutifs	4
Figure I.5 : Différentes familles du renfort	8
Figure I.6 : Différentes échelles présentes dans un renfort fibreux	9
Figure I.7 : Principales orientations des fibres	10
Figure I.8 : Différentes formes de renforts continus	11
Figure I.9 : Voie classique de la production des fibres de carbone	13
Figure I.10 : Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites	16
Figure I.11 : Composite stratifié	16
Figure I.12 : Moulage sous vide	17
Figure I.13 : Moulage au contact	18
Figure I.14 : Moulage par projection simultanée	19
Figure I.15 : Moulage par enroulement filamentaire	20
Figure I.16 : Composants en composites du Boeing 777	21
Figure I.17 : Airbus A380	22
Figure I.18 : Micrographies d'une fissure dans la matrice d'un pli d'un stratifié	24
Figure I.19 : Types de fissuration intra-laminaire dans un pli tissé	25

## *Chapitre II*

Figure II.1 : Tissu de carbone (Taffetas)	26
Figure II.2 : Tissu de fibres de verre (satin)	27
Figure II.3 : Résine EPOCAST 50-A1	28
Figure II.4 : Durcisseur 946	29
Figure II.5 : Film de mise sous vide	31
Figure II.6 : Film séparateur perforé	31
Figure II.7 : Rouleau de tissu d'arrachage	32
Figure II.8 : Rouleau de tissu absorbant la watt	33
Figure II.9 : Organigramme sur les étapes du procédé sous vide	34
Figure II.10 : Dépôt du mastic de d'étanchéité sur la périphérie de la surface du moulage	35
Figure II.11 : Tissus et films découpés	35
Figure II.12 : Dépôt de la résine	36
Figure II.13 : Dépôt de tous les films séparateurs	37
Figure II.14 : Cycle de polymérisation	37
Figure II.15 : Les plaques élaborées	38
Figure II.16 : Observation au MEB du stratifié (verre/époxy) brute	38
Figure II.17 : Observation au MEB du stratifié (carbone/époxy) brute	39
Figure II.18 : Cisaille guillotine hydraulique GS 630	39
Figure II.19 : Talon troué avec une perceuse et chanfreiné avec une ponceuse	40
Figure II.20 : Dessin de définition des éprouvettes de traction normalisées	41
Figure II.21 : Dimensionnement des éprouvettes de flexion	42
Figure II.22 : Dimensionnement des éprouvettes de compression	42
Figure II.23 : Banc d'essai de traction	43
Figure II.24 : Machine universelle de traction de type ZWICK/ROELL Z250	44
Figure II.25 : Les éprouvettes pour essai de traction Fibre de verre, (b) fibre de carbone	45
Figure II.26 : Machine universelle de flexion de type ZWICK/ROELL Z2.5	45
Figure II.27 : Eprouvette pour essai de flexion	46
Figure II.28 : Machine universelle de compression de type ZWICK/ROELL Z2.5	47

Figure II.29 : Eprouvette pour essai de compression.	48
Figure II.30 : La courbe de fluage	49
Figure II.31 : Appareillages utilisé pour la calcination	50
Figure II.32 : Dépôt de carbone	51
Figure II.33 : MEB JEOL JSM-6360	52

### ***Chapitre III***

Figure III.1 : Zone de rupture de l'éprouvette de traction	54
Figure III.2 : Comportement à la traction des composite à base de fibre de verre	55
Figure III.3 : Comportement à la traction des composite à base de fibre de carbone	56
Figure III.4 : Comparaison de comportement à la traction des composite à base de fibre de verre, carbone	57
Figure III.5 : Histogrammes de comparaison entre les paramètres de traction pour les deux types de stratifié	58
Figure III.6: Facies de rupture du stratifié (verre/époxy) en électron secondaire	59
Figure III.7 : observation au MEB de rupture de stratifié (carbone/époxy)	60
Figure III.8 : Zone de rupture de l'éprouvette de flexion	61
Figure III.9 : Comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre	61
Figure III.10 : Comportement à la flexion des composite à base de fibre de carbone	62
Figure III.11 : Comparaison de comportement à la flexion des composite à base de fibre de verre, carbone	63
Figure III.12 : Histogrammes comparatifs des paramètres de flexion des fibres	64
Figure III.13 : Facies de rupture de stratifié (verre/époxy) par électron secondaire	65
Figure III.14 : Facies de rupture du stratifié (carbone/époxy) en électron secondaire	66
Figure III.15 : Zone de rupture de l'éprouvette de compression	67
Figure III.16: Comportement à la compression des composite à base de fibre de verre	67
Figure III.17 : Comportement à la compression des composites à base de fibre de carbone	68
Figure III.18 : Comparaison de comportement à la compression des composite à base de fibre de verre, carbone	68
Figure III.19 : Histogramme de comparaison entre les paramètre de traction entre les deux type de stratifié	69
Figure III.20 : Comportement au fluage des composite à base de fibre de verre	70
Figure III.21 : Comportement au fluage des composite à base de fibre de carbone	71
Figure III.22 : Comportement à la fatigue des composite à base de fibre de verre	72
Figure III.23 : Comportement à la fatigue des composite à base de fibre de carbone	72

### ***Chapitre IV***

Figure IV.1: Types des éléments de maillage	74
Figure IV.2: Géométrie mono-bloc	74
Figure IV.3 : Géométrie Multi-bloc	74
Figure IV.4 : Maillage non structure.	75
Figure IV.5 : Maillage d'éléments.	79
Figure IV.6 : Restrictions de déplacement (traction)	80
Figure IV.7 : Restrictions de déplacement (flexion).	80
Figure IV.8 : La répartition des contraintes dans le modèle (Traction).	81
Figure IV.9 : La répartition des contraintes dans le modèle (Flexion)	81

# List des Tableaux :

## *Chapitre I*

Tableau I.1 :Caractéristiques mécaniques des résines époxydes	5
Tableau I.2 : Les avantages et les inconvénients des résines époxydes	6
Tableau I.3 : Caractéristiques des résines thermoplastiques et thermodurcissables	6
Tableau I.4 : Principales caractéristiques mécaniques des résines	7
Tableau I.5 : comparaison des caractéristiques des principaux matériaux composites utilisées en aérospatiale	8
Tableau I.6 : Principales caractéristiques mécaniques des fibres de base	9
Tableau I.7 : Type de verre	12
Tableau I.8 : Caractéristiques mécaniques des filaments vierges	12
Tableau I.9 : Classification IUPAC des fibres de carbone	14
Tableau I.10 : Propriétés mécaniques des différentes fibres de carbone	14
Tableau I.11 : propriétés des principales fibres de renfort utilisées dans les composites pour l'aérospatiale	15

## *Chapitre II*

Tableau II.1 : Caractéristiques du tissu de carbone.	27
Tableau II.2 : Caractéristiques du tissu de verre.	27
Tableau II.3 : Caractéristiques des Epocast50-A1	28
Tableau II.4 : Caractéristiques du durcisseur 946.	29
Tableau II.5 : Propriété du mélange EPOCAST 50-A-1 et HARDENER 946	29
Tableau II.6 : Caractéristiques du film sous vide.	31
Tableau II.7 : Caractéristiques du tissu perforé.	32
Tableau II.8 : Caractéristiques du tissu d'arrachage	32
Tableau II.9 : Caractéristiques du feutre de drainage	33
Tableau II.10 : Caractéristiques de la cisaille guillotine hydraulique type GS 630.	40
Tableau II.11 : Caractéristiques de la machine universelle ZWICK Z010.	47

## *Chapitre III*

Tableau III.1 : Tableau des caractéristiques mécaniques en traction des deux stratifiés	57
Tableau III.2 : Tableau représentatif des résultats de l'essai de flexion de composite verre/époxy	62
Tableau III.3 : Tableau représentatif des résultats de l'essai de flexion de composite carbone/époxy	63
Tableau III.4 : Tableau des caractéristiques mécaniques en compression des deux stratifiés	69

## *Chapitre IV*

Tableaux IV.1: Les propriétés mécaniques du matériau composite Carbone-Epoxy.	76
---	----

# **INTRODUCTION GENERALE**

## *Introduction générale*

Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, aussi bien en termes de sécurité qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique et une bonne rigidité. Les matériaux composites, grâce à leurs excellentes propriétés mécaniques, leur légèreté, la bonne résistance chimique, la meilleure tenue en fatigue et la souplesse de mise en forme offrent les meilleurs compromis dans le secteur aéronautique.

Toutefois, l'introduction à grande échelle de ces matériaux composites dans l'industrie aéronautique est tributaire de leur comportement, souvent anisotrope, dans les conditions en service. Ceci requiert une analyse structurale nécessitant des moyens analytiques puissants.

En effet, parmi les difficultés associées à l'usage des matériaux composites, la mesure des propriétés mécaniques (modules élastiques et résistances ultimes dans toutes les directions) est certainement la plus fondamentale. Ces données sont employées aussi bien dans les calculs d'éléments finis que dans les critères de rupture. Plus spécifiquement, la mesure des propriétés mécaniques en tension dans le sens des fibres est souvent la donnée sur laquelle le designer détermine l'épaisseur d'une pièce. En effet, les pièces fabriquées de matériaux composites sont souvent élaborées de manière à ce que les fibres soient orientées selon les directions les plus sollicitées. Par conséquent, les méthodes permettant la mesure de ces propriétés doivent être les plus justes et fidèles possible pour permettre un design efficace.

Comprendre les phénomènes liés à l'endommagement et pouvoir identifier les mécanismes du comportement mécanique des fibres de carbone et de verre liés à la résine époxy sont essentiels pour la conception et le développement des structures composites multifonctionnelles soumises aux différents types de sollicitation et cela pendant toute leur durée de vie.

C'est dans ce contexte d'exploitation que nous nous proposons de réaliser et caractériser deux types de matériaux composites à renfort fibre longue en carbone et en verre. Les pièces structurelles sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir. La nature de la résine ou du renfort est choisie selon les normes des constructeurs (Airbus et Boeing).

Notre travail consiste dans une première étape à élaborer deux types de matériaux ; le premier correspond à un stratifié de résine époxy et de fibres de carbone et le second correspond à un stratifié époxy/verre.

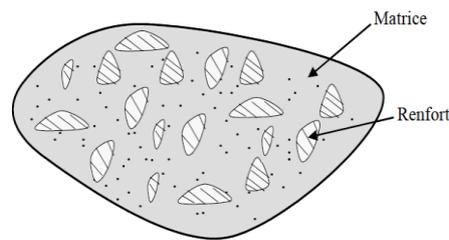
La deuxième étape consiste à caractériser les matériaux élaborés mécaniquement à travers des tests normalisés (traction, compression, flexion, fatigue et fluage), de déduire les mécanismes de rupture à travers les observations au MEB et de simuler leurs comportements mécaniques par ANSYS. Des essais de comparaison entre les composites réalisés (carbone/époxy et verre/époxy) sont proposés pour mettre en évidence les conditions souhaitables d'utilisation.

# **CHAPITRE I**

## **Synthèse bibliographie**

## I.1.Introduction

Un matériau composite est un assemblage constitué au minimum de deux matériaux qui ne fusionnent pas mais qui ont une forte capacité d'adhésion. Ils sont assemblés en une structure particulière qui lui donne ses caractéristiques (**Figure I.1**). Plusieurs structures de matériaux composites sont de plus en plus adaptées, dans des domaines très variés, tels que l'aéronautique pour améliorer la tenue en service et par conséquent la durée de vie.



**Figure I.1** : Composition des matériaux composites en général [1]

❖ Parmi les composites, on distingue :

- **Composites de Grande Diffusion GD**

Les matériaux composites dits de “grande diffusion GD” ont des propriétés mécaniques plutôt faibles mais leurs coûts sont compatibles avec une production en grande série [2].

- **Composites de Haute Performance HP**

Les matériaux composites dits “hautes performances HP”, présentant des propriétés mécaniques spécifiques élevées et un coût unitaire important. Ce sont les plus employés en aéronautique et dans le spatial [2].

On peut créer toutes sortes de matériaux différents qui peuvent être utilisés dans des applications bien différentes. En aéronautique, plusieurs types de matériaux composites sont utilisés dans les différentes structures d'un avion, car aucun ne peut présenter toutes les caractéristiques indispensables au fonctionnement de l'élément considéré.

Le développement effectif de tels matériaux a débuté en 1975 pour servir dans l'aviation militaire, mais s'est peu à peu étendu dans le domaine de l'aviation civile. Aujourd'hui ; il peut couvrir plus de 50% de la structure d'un aéronef, comme le Boeing 787 (**Figure I.2**).

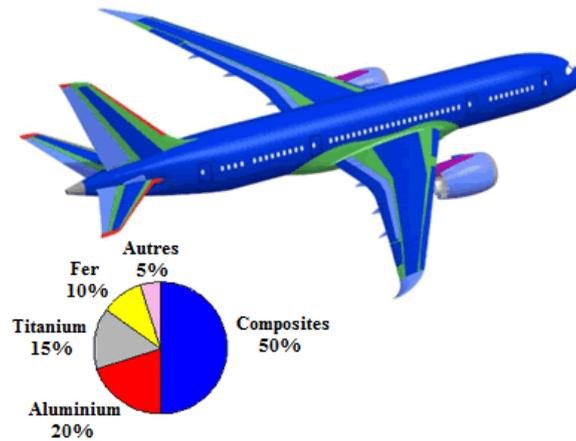


Figure I.2: Répartition des matériaux sur le Boeing 787[1].

## I.2. Constitution d'un matériau composite

### I.2.1. La matrice

La matrice réunit les fibres par ses caractéristiques cohésive et adhésive. Elle maintient les fibres dans leur orientation et leur position prévues pour les charges appliquées. Ses autres rôles consiste à distribuer les efforts entre les fibres, fournir une résistance à la propagation de fissure, et fournir toutes les résistances en cisaillement du composite.

La matrice détermine en général la limite de la température d'utilisation et l'environnement de service du matériau [3].

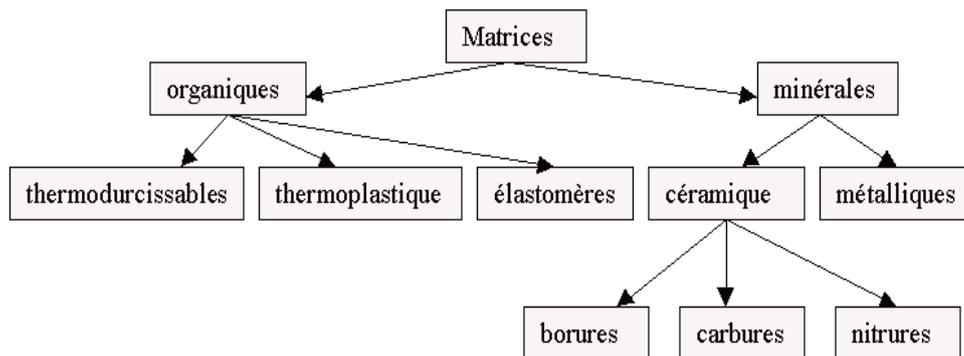


Figure I.3 : Différentes familles de matrice [3].

#### I.2.1.1. Les résines thermodurcissables

Les thermodurcissables, sont mis en forme par chauffage lors d'une transformation irréversible. [2]

Les principales résines thermodurcissables utilisées pour la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage [3]:

- Les résines polyesters insaturées, polyesters condensés, vinylesters.
- Les résines de condensation: phénoliques, aminoplastes, furaniques.
- Les résines époxydes.

### I.2.1.2. La résine époxyde

C'est la plus utilisée dans l'aéronautique ; elle présente un bon accrochage sur les fibres et de bonnes propriétés mécaniques. Elle possède de bonnes propriétés jusqu'à une température de 170°C mais elle est plus coûteuse que la résine polyesters [3].

### I.2.1.3. Constituants de la résine époxyde

#### ◆ Prépolymère

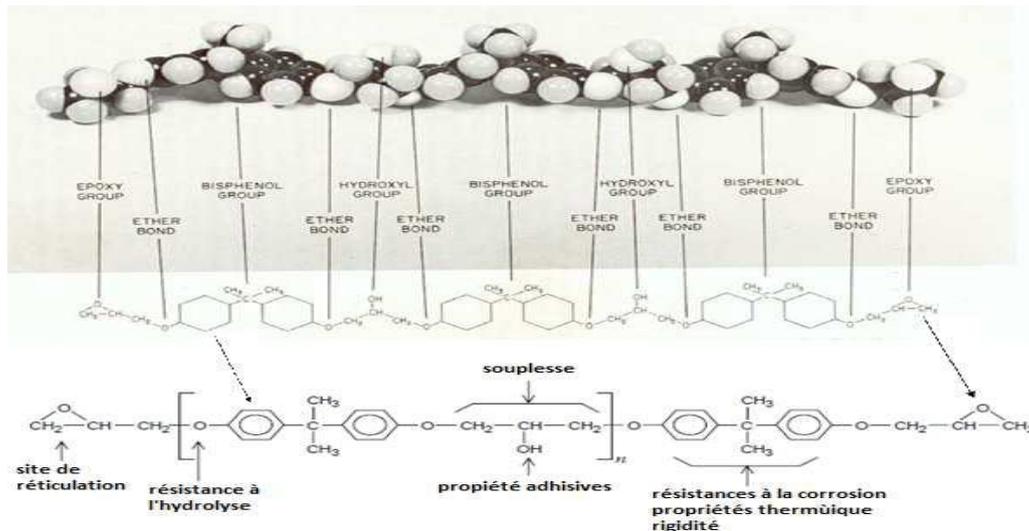
D'une façon générale, les prépolymères sont caractérisés par les facteurs suivants :

- $n'$  : est le degré de polymérisation qui dépend du rapport molaire entre l'épichlorhydrine et le diphenylolpropane (les deux produits pour la synthèse de monomère). [4]

Suivant sa valeur, la molécule est plus ou moins longue, et la viscosité du produit est alors Modifiée :

- ✓ Si  $0 < n' < 1$  : le prépolymère est liquide ;
- ✓ Si  $1 < n' < 1,5$  : le prépolymère est très visqueux ;
- ✓ Si  $n' > 1,5$  : le prépolymère est sous forme solide.
- $Mn$  (g/mol) représente la masse molaire du prépolymère :  $Mn = 340 + 248n'$  ;
- **L'indice époxyde (IE)** : est le nombre d'équivalents d'époxydes, c'est-à-dire de moles d'époxydes contenues dans un kilogramme de prépolymère (équivalent époxyde / kg de résine ou mol/kg), avec  $IE = 2000/Mn$  ;
- **Le poids équivalent d'époxydes (EP)** : c'est la quantité de résine en grammes contenant un équivalent d'époxyde.

Selon le nombre de fonctions époxydes que possède le prépolymère (2, 3 ou 4), celui-ci est bi, tri ou tétra-fonctionnel. Il existe de nombreux prépolymères époxydes, le plus connu d'entre eux étant la DGEBA ou DiGlycidylEther du Bisphénol A. C'est le premier prépolymère époxyde apparu sur le marché et le plus répandu puisqu'il constitue à lui seul 95% de la production mondiale. Sa structure chimique est présentée dans la **figure (I.4)**.



**Figure I.4:** Photographie du modèle 3D du constituant DGEBA n=2 avec présentation chimique des principaux groupes constitutifs [4].

### ◆ Le durcisseur

Le durcisseur est un agent de réticulation qui, par réaction chimique avec les groupements époxydes, permet l'ouverture du cycle époxyde et réagit avec le prépolymère pour en relier les chaînes en un réseau tridimensionnel réticulé. Il peut être de nature chimique très variable (amine, anhydride...). Le choix d'un durcisseur est un compromis entre plusieurs caractéristiques :

- Viscosité du mélange réactif;
- Durée de vie en pot du mélange;
- Réactivité du système lors de la mise en œuvre;
- Propriétés finales : Tg, module, reprise d'eau, etc.

Les durcisseurs amines sont les plus couramment utilisés ; ces amines sont présentes dans des polyamines de plusieurs familles : aliphatiques, cycloaliphatiques ou aromatiques.

Les durcisseurs se distinguent par leurs fonctionnalités (nombre de groupements amines) et par la nature chimique des liens entre fonctions amines réactives.

#### I.2.1.4. Propriétés des résines époxydes [5]

Il est possible de dresser une liste des principales propriétés des résines époxydes :

— la phase ultime qui permet d'obtenir la réticulation de la résine avec un durcisseur est comme nous l'avons dit, une réaction de polyaddition : d'où un retrait minime avec la possibilité d'obtenir par coulée des masses très importantes.

- la faible absorption d'eau et l'absence de post-retrait assurent à ces produits une exceptionnelle stabilité dimensionnelle, d'où leur emploi dans le domaine des outillages, notamment : modèles à reproduire, gabarits de perçage, maîtres modèles... .
- le maintien des performances électriques initiales, même après exposition à l'humidité, explique en partie leur emploi dans les applications électroniques et électriques (à moyenne et haute tension) ;
- les performances mécaniques qui restent très bonnes jusqu'à 100 °C ou davantage expliquent aussi leur emploi dans beaucoup d'appareillages électriques ;
- le pouvoir adhésif sur l'ensemble des matériaux minéraux, et sur certaines matières plastiques (grâce à un traitement de surface approprié), rend compte de leur utilisation dans les stratifiés électriques ou mécaniques, dans les composites et dans de nombreux assemblages obtenus par collage.
- enfin, la résistance exceptionnelle aux divers agents chimiques, alliée à l'adhérence sur de nombreux supports, explique pourquoi la protection anticorrosion est de loin le plus grand débouché des résines époxydes.

### **I.2.1.5. Caractéristiques mécaniques des résines époxydes**

Elles sont rassemblées dans le tableau (I.1)

**Tableau I.1:**Caractéristiques mécaniques des résines époxydes [4].

Caractéristiques	Valeurs
Masse volumique	1100 à 1500 kg/m <sup>3</sup>
Module d'élasticité en traction	3 à 5 GPa
Contrainte à la rupture en traction	60 à 80 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	100 à 150 MPa
Allongement à la rupture	2 à 5 %
Résistance au cisaillement	30 à 50 MPa
Température de fléchissement sous charge	290°C

Les résistances en traction, en flexion, en compression, ainsi que le module d'Young sont très bonnes pour une matière organique. Mais la résistance au choc constitue le point faible.

### **I.2.1.6. Les avantages et les inconvénients**

Les principaux avantages et inconvénients sont rassemblés dans le tableau (I.2)

**Tableau I.2** : Les avantages et les inconvénients des résines époxydes [4].

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Bonnes propriétés mécaniques (dont résistance au cisaillement, à la fatigue)</li> <li>▪ Retrait faible.</li> <li>▪ Tenue en T° supérieure aux PE</li> <li>▪ Bonne tenue a basse température</li> <li>▪ Résistance a la corrosion</li> <li>▪ Adhésion sur les fibres et matériaux divers</li> <li>▪ Résiste à l'abrasion (dureté de surface)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Temps de polymérisation et mise en œuvre longs</li> <li>▪ Prix élevé</li> <li>▪ Allergies et dermatoses possibles selon sensibilité</li> <li>▪ Dégazage utile</li> <li>▪ Viscosité</li> </ul>

### I.2.1.7. Les résines thermoplastiques

À l'état initial, les résines thermoplastiques sont sous forme de granulés, de fibres courtes et longues. Ces résines présentent une aptitude, à l'état liquide, à se mouler facilement par plasticité. Leur mise en œuvre se fait en général par injection à haute pression.

Parmi les résines thermoplastiques, nous citons [1]:

- Le polychlorure de vinyle (PVC);
- Le polyéthylène;
- Le polypropylène;
- Le polystyrène.

#### ✓ Propriétés

Les principales caractéristiques des matrices thermodurcissables et des matrices thermoplastiques sont présentées dans le **tableau 1.1**.

**Tableau I.3** : Caractéristiques des résines thermoplastiques et thermodurcissables [1].

Critères essentiels	Matrices thermoplastiques	Matrices thermodurcissables
Etat de base	Solide (prêt à emploi : polymérisé)	Liquide visqueux à polymériser
Stockage matière de base	Illimité	Temps réduit (précautions à prendre)
Mouillabilité des renforts	Difficile	Aisée
Moulage	Chauffage (fusion + refroidissement de fixation)	Chauffage continu
Cycle	Plus long (refroidissement)	Court
Tenue en choc	Assez bonne	Limitée

**Tableau I.4 : Principales caractéristiques mécaniques des résines [1].**

Résines	nom	r (kg/m <sup>3</sup> )	E (MPa)	n	R (MPa)	a mm/m°C	Prix (F/kg)
	Polyester	1300	3800	0.37	88	100	15
	Vinylester	1200	3500	0.35	81	65	18
TD	Epoxide	1220	5200	0.38	121	40	40
	Silicone	1550	1000	0.45	3	30	200
	Polyimide	1217	3450	0.35	80	36	150
	Phénolique	1350	3000	0.36	70	80	10
	Polyamide	1130	1900	0.33	70	85	25
TP	Polycarbonate	1100	2300	0.33	60	70	30
	Polyester saturé	1310	2800	0.33	55	90	
métaux	Aluminium	2630	69000	0.33	358	23	13
	Acier XC10	7850	210000	0.29	1000	10	10
	Cuivre	8940	119000	0.30	350	17	11
	Magnésium	1660	42000	0.30	280	25	27

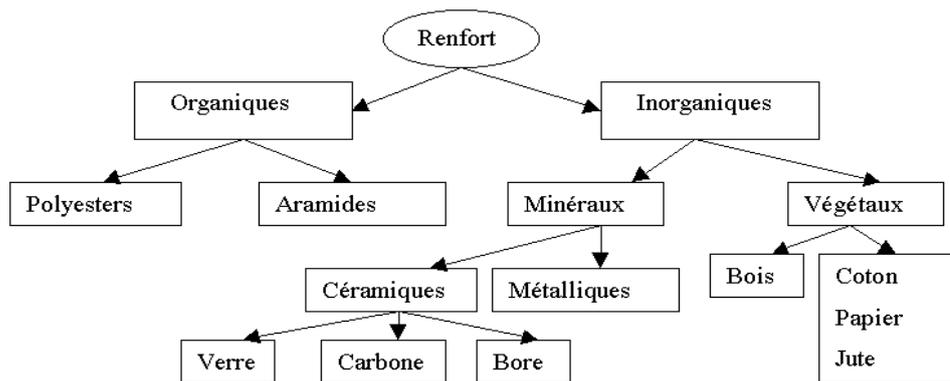
Avec :

- r (kg/m<sup>3</sup>) : Masse volumique.
- E (MPa) : Module d'Young.
- n : Coefficient de Poisson.
- R (MPa) : Limite élastique en traction.
- a (mm/m°C) : Dilatation thermique.

**Tableau I.5 :** comparaison des caractéristiques des principaux matériaux composites utilisés en aérospatiale [6].

Matériaux	Densité $d$	Module d'Young $E$ en traction UD 0° (GPa)	Résistance à la rupture en traction UD 0° (MPa)	$E/d$
Époxyde/carbone HR	1,6	143	2 000	89
Époxyde/carbone IM	1,6	174	2 400	108
Époxyde/carbone HM	1,7	320	2 000	188
Époxyde/verre 55 % fibre en volume	2	25	350	12,5
Époxyde/aramide	1,35	70	1 500	52
Alliage aluminium	2,7	70	300 à 650	26
Acier	7,8	210		27
Titane	4,5	120	1 100	27

UD 0° : unidirectionnelle dans le sens des fibres.

**Figure I.5:** Différentes familles du renfort [4].

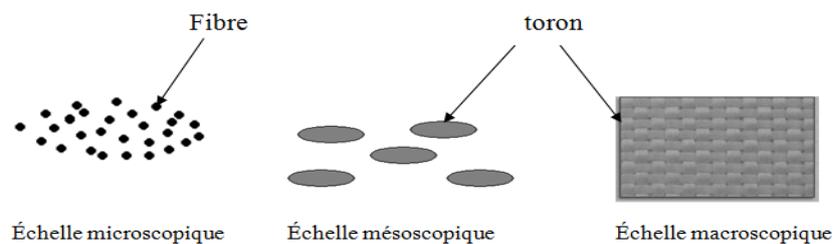
### I.2.1.8. Les élastomères

La plupart des élastomères sont des polymères organiques, naturelle ou synthétique dont la structure particulière confère une importante élasticité ( jusqu'à 500% d'allongement par rapport à la taille initial). Un élastomère est une matière amorphe et présentant une température de transition vitreuse ( $T_v$ ) faible (souvent inférieure à  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ).

A titre d'exemple, nous pouvons citer les élastomères suivants : les silicones d'élastomères, les polyuréthanes, le néoprène, le latex. [1]

## I.2.2. Les renforts

Un renfort présente des arrangements particuliers selon l'échelle d'observation. Si on l'examine d'abord à une échelle microscopique, on observe des fibres d'un diamètre de l'ordre de 10  $\mu\text{m}$  constituées de verre, de carbone ou d'aramide. En passant à l'échelle mésoscopique (ordre de grandeur de 1 mm), les fibres sont groupées par paquets de 1 000 à 10 000 pour former des torons ou mèches. Ce sont ces torons qui sont ensuite utilisés pour tisser les renforts. Ces différentes échelles sont illustrées à la Figure I.5. [4]



**Figure I.6 :** Différentes échelles présentes dans un renfort fibreux [4].

**Tableau I.6 :** Principales caractéristiques mécaniques des fibres de base [1]

Fibre	densité	Charge de rupture en traction en MPa	Charge de rupture en compression MPa	Allongnt à la rupture en %	Module d'élasticité longi en MPa	Diamètre du filament élémentaire En mm	Prix F/Kg
Verre E	2.54	3400	1200	4.8	73000	3 - 30	12
Verre R	2.48	4400	1300	5.4	86000	3 - 30	50
Aramide bas module	1.45	3100	500	2	70000	12	150
Aramide haut module	1.45	3100	500	1	130000	12	200
Carbone haute ténacité	1.78	2800	1800	0.5	200000	8	300/1000
Carbone haut module	1.8	2200	1300		400000	8	300/1000
Bore	2.63	3500	3500	0.8	400000	100 - 200	3000

### I.2.2.1. Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. [3]

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

- **Unidirectionnelle**

Les fibres sont orientées dans une même direction ; elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes :

- Sans liaison particulière (roving).
- Reliées par un fil (nappes). [2]

- **Multidirectionnelle aléatoire**

Il est possible de fabriquer des composites avec des fibres disposées dans trois directions. Par construction tous les composites sont fortement anisotropes, puisque la rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résines.

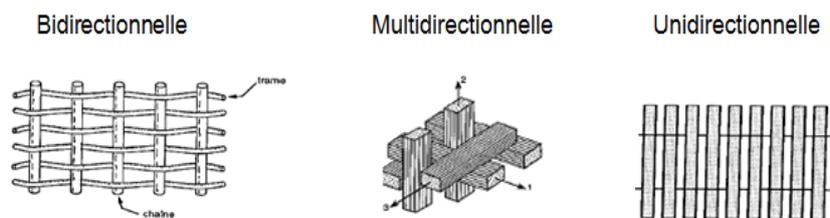
Elles peuvent se présenter sous les formes :

- Fibres coupées et broyées, sans arrangement particulier,
- Feutre de fibres agglomérées par un liant : le mat peut être à fibres courtes. (Longueur inférieure à 50 mm), sans orientation particulière ou à fibres continues. [2]

- **Orientée**

Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et de la chaîne, le tissu sera une toile, un sergé ou un satin.

On réalise également, pour des applications particulières (aérospatiale, défense), des armatures de renforcements bi-ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou coques dont la raideur et la résistance varient avec la direction de la sollicitation. [2]



**Figure I.7** : Principales orientations des fibres. [2]

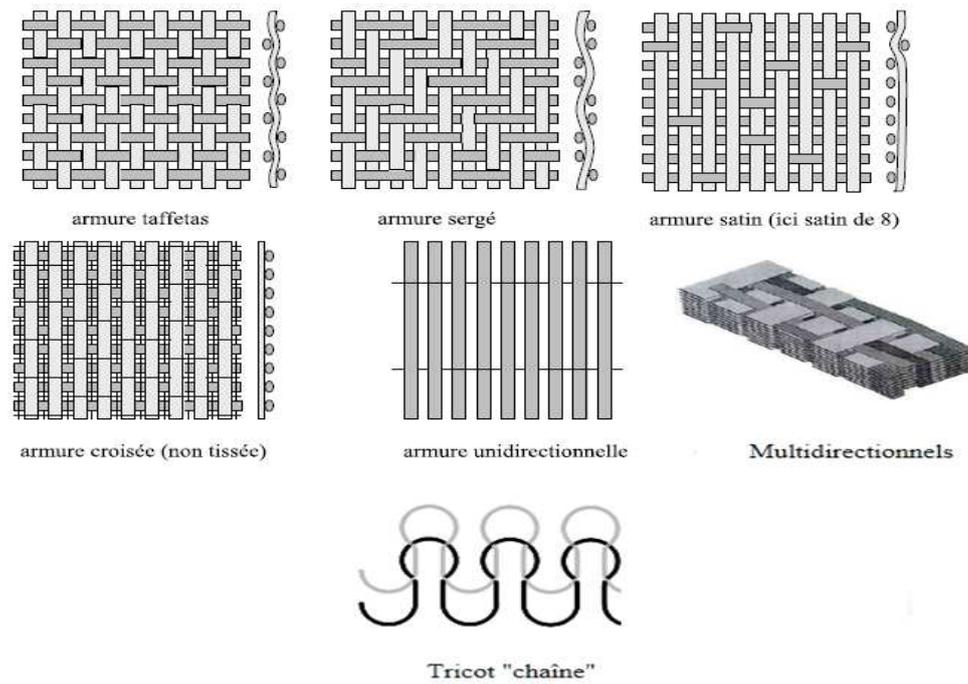


Figure I.8 : Différentes formes de renforts continus [7]

### I.2.2.2. Les différentes fibres (renforts)

On peut distinguer cinq classes de fibres à savoir :

- 1) les fibres de carbone.
- 2) Les fibres de verre.
- 3) Les fibres d'aramide.
- 4) Les fibres céramiques.
- 5) Les fibres végétales.

### I.2.2.3. Définition des fibres de verre

Les fibres de verre sont fabriquées à partir d'un mélange à base de silice ( $\text{SiO}_2$ ), qui est fondu à une température  $1200^\circ\text{C}$  puis passé dans une filière en platine, et les filaments sont étirés avant refroidissement à un diamètre de 5 à  $13\ \mu\text{m}$  à une vitesse de 60m/s. En faisant varier la composition du mélange (silice, kaolin, chaux...etc.), on peut obtenir différents types de verres montrés dans le tableau 1.7. [1-3]

**Tableau I.7 :** Type de verre. [1]

Principaux constituants (%)	Type de verre		
	E	D	R
Silice $S_iO_2$	53-54	73-74	60
Alumine $AL_2O_3$	14-15		25
Chaux $CaO$ - Magnésie $M_gO$	20-24	0.5-0.6	9
Oxyde de bore $B_2O_3$	6-9	22-23	6

Les filaments sont élaborées suivants un diamètre de quelques microns seulement (filaments élémentaires) ; trop petites pour l'utilisation unitaire, par conséquent elles sont réunies en fils ou en mèches.

#### I.2.2.4. Propriétés mécaniques

Les caractéristiques mécaniques mesurées sur filaments vierges sont résumés dans le tableau I.8.

**Tableau I.8 :** Caractéristiques mécaniques des filaments vierges. [3]

Caractéristique	Types de verre							
	E	D	A	C	R	S	AR	E-CR
Contrainte à la rupture en traction (MPa)	3200-3400	2600	3100	3300	4400	4600	3700	3200-3400
Module d'élasticité en traction (GPa)	72-73	66	70.3	70.3	86	87	76	72-73
Taux d'allongement à la rupture en traction %	4.6-4.8	4.6	4.4	4.8	5.2	5.4	4.9	4.6-4.9
Coefficient de poisson	Environ 0.22	-	-	-	0.215	0.26	-	Environ 0.22

#### I.2.2.5. Application aéronautique de fibre de verre



La fibre de verre *GFRP* (Glass Fiber Reinforced Polymer) permet des réductions de poids en améliorant les performances et alléger des structures d'environ 30 % par rapport à l'acier, rapport performance mécaniques/prix intéressants, bonne adhérence avec la résine, faible dilatation et conductibilité thermique, bonne résistance à l'humidité et à la corrosion mais faible résistance à la flexion.

Utiliser principalement pour les planchers, plafonds cabines et soutes, les portes et cloisons des cuisines (galley), les capots légers Groupe turbo réacteur et les carénages.

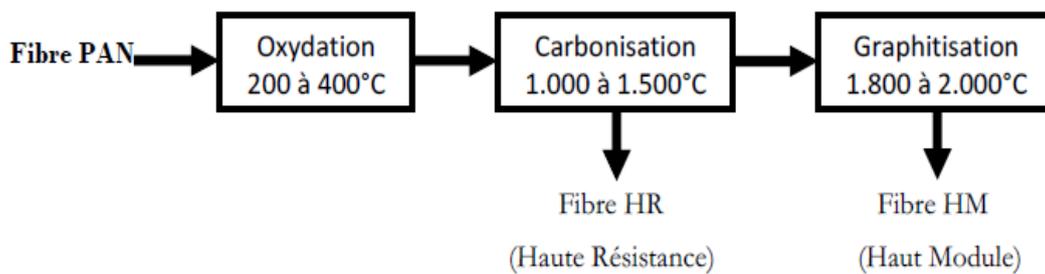
### I.2.2.6. Définition des fibres de carbone



Les fibres de carbone sont produites à partir de précurseurs à base de polyacrylonitrile. Tout d'abord, on effectue l'oxydation des fibres de polyacrylonitrile pendant 1 à 2 heures, à l'air et à une température de 200 à 300 °C. Puis, la carbonisation a lieu sous une atmosphère de diazote, à une température de 1 000 à 1 500 °C pendant seulement quelques minutes.

Une fois ces étapes complétées, on obtient des fibres de carbone, un matériau composé à 90 % de carbone, environ 8 % d'azote, 1 % d'oxygène et moins de 1 % d'hydrogène. Il est aussi possible de faire une étape supplémentaire, celle de la graphitisation. Elle nécessite une température de 2 500 à 3 000 °C pour une durée d'environ une minute.

Cette dernière étape sert à obtenir un matériau composé à 99 % de carbone, ce qui le rend considérablement plus rigide (constante qui relie la contrainte de traction (ou de compression) et le début de la déformation plus élevé), mais aussi moins résistant. [3-8]



**Figure I.9 :** Voie classique de la production des fibres de carbone [8]

### I.2.2.7. Classification des fibres de carbone

L'adaptation aux applications particulières des matériaux intégrant ce type de renfort a exigé le développement d'un grand nombre de type de fibres aux caractéristiques et propriétés diverses, et la nécessité d'une classification des fibres de carbone s'est imposée. Cependant il y a eu deux classifications :

- Le premier type de classification propose, base sur les conditions d'élaboration des fibres.
- Un second classement des fibres de carbone utilise comme critère le type de précurseur.

Et pour une classification normalisée, la communauté scientifique internationale (IUPAC) s'est accordée sur une classification basée sur les propriétés mécaniques des fibres.

**Tableau I.9** : Classification IUPAC des fibres de carbone [8]

Types de fibre de carbone	Description	Caractéristiques
UHM	Fibres ultra haut module	$E > 500 \text{ GPa}$
HM	Fibres haut module	$E > 300 \text{ GPa}$ , $\sigma_{\text{traction}}/E_{\text{traction}} < 0.01$
IM	Fibres moyen module	$E < 300 \text{ GPa}$ , $\sigma_{\text{traction}}/E_{\text{traction}} > 0.01$
LM	Fibres bas module isotropes	$E < 100 \text{ GPa}$ , $\sigma_{\text{faible}}$
HT/HS	Fibres haut résistance	$\sigma > 3 \text{ GPa}$ , $0.02 < \sigma/E < 1.5$

### I.2.2.8. Propriétés des fibres de carbone

Les fibres de carbone présentent un certain nombre d'avantages comme une faible densité, un module et une résistance élevés. Les fibres de carbone ont aussi une stabilité thermique (supérieure à 3000°C sans oxygène) et chimique ainsi qu'une grande conductivité thermique et une faible résistivité électrique. Néanmoins, quelques inconvénients sont à souligner. Par exemple, les fibres de carbone sont anisotropes et leur résistance à la compression est faible. Elles ont aussi tendance à s'oxyder à l'air à partir de 400°C. [8]

### I.2.2.9. Propriétés mécaniques

Les propriétés mécaniques des fibres de carbone et ce qu'elle apporte aux matériaux composites sont illustrées dans le tableau I.10.

**Tableau I.10** : Propriétés mécaniques des différentes fibres de carbone. [8]

Types de fibres	Module élastique $E_1$ (GPa)	Contrainte à rupture $\sigma_R$ (MPa)
(HR)	$E_1 < 265$	3500
Module intermédiaire(IM)	$265 < E_1 < 320$	5600
Haut module (HM)	$320 < E_1 < 440$	4400
Très haut module (THM)	$E_1 > 440$	3900

### I.2.2.10. Propriétés thermiques

Par nature, les fibres de carbone sont sensibles aux agents oxydants, mais la cinétique d'attaque dépend beaucoup de l'histoire thermique de la fibre, de sa composition chimique et de sa microstructure (les fibres graphitisées résistent mieux que les fibres carbonisées).

### I.2.2.11. Application aéronautique de fibre de carbone

La fibre de carbone CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymere) permet une très bonne tenue à la température, très grande rigidité, faible densité, peu sensible aux rayures, dilatation thermique nulle, bonne conductivité thermique et électrique mais pas trop résistant aux chocs, prix élevés, craint l'abrasion. Utiliser principalement pour les surfaces fixes et mobiles (ailerons, spoilers, direction, dérive, volets hypersustentateurs, trappes pantalon capots turbo réacteurs...).

**Tableau I.11** : propriétés des principales fibres de renfort utilisées dans les composites pour l'aérospatiale [6].

Type de fibres	Contrainte rupture en traction (MPa)	Module de traction (GPa)	Allongement à rupture (%)	Densité	Coefficient de dilatation sens fibre ( $10^{-6}/K$ )
Carbone HR	3 900	230	1,6	1,77	-0,1 à -0,3
Carbone IM	5 300	300	1,8	1,78	-0,3 à -0,8
Carbone HM	3 900	540	0,7	1,93	-0,8 à -1,5
Bore	3 600	400	0,9	2,5	
Aramide	3 600	125	2,9	1,44	-5,2
Verre S	4 500	73	5	2,5	2

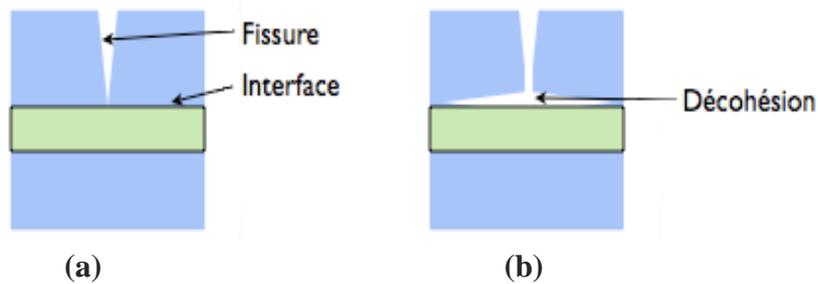
### I.3. Les interfaces

Les composites étant des matériaux hétérogènes, ils possèdent des interfaces, c'est-à-dire des surfaces de contact entre la matrice et le renfort. Tant que le composite est intact, les deux constituants adhèrent parfaitement l'un à l'autre, et l'interface ne joue donc aucun rôle particulier.

Cependant, l'interface joue un rôle important lorsque le composite subit des dégradations mécaniques et commence à se fissurer suite à une surcharge, à la fatigue, etc. En effet, les interfaces ont la propriété de dévier les fissures : lorsqu'une fissure se propage dans la matrice et atteint l'interface (figure a), elle ne traverse généralement pas cette dernière et les renforts ne sont donc pas endommagés. Au lieu de cela, la fissure change de direction et suit l'interface (figure b).

En d'autres termes, au lieu d'une rupture brutale, on observe plutôt une décohésion, c'est-à-dire un décollement progressif entre les renforts et la matrice.

L'interface joue donc le rôle de fusible et rend les composites plus ductiles et plus tenaces, c'est-à-dire plus résistants à la rupture, que leurs constituants élémentaires. [6]



**Figure I.10 :** Le rôle de l'interface sur la ténacité des composites ; (a) lorsqu'une fissure atteint l'interface, (b) elle est déviée [6].

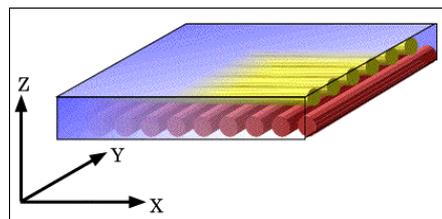
#### I.4. Structure du composite

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

- Les monocouches.
- Les stratifiées.
- Les sandwiches. [7]

##### • Les stratifiées

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié. Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques. [7]



**Figure I.11 :** Composite stratifié [7].

##### *Applications*

- Structurale.

##### *Qualités*

- hautes performances mécaniques.
- conception *ad hoc*.
- Légèreté.

## I.5. Procédé de fabrication des composites

### I.5.1. Moulage sous vide

- **Principe**

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre-moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise en œuvre.

Le renfort (mat, tissu, préforme) est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort.

La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

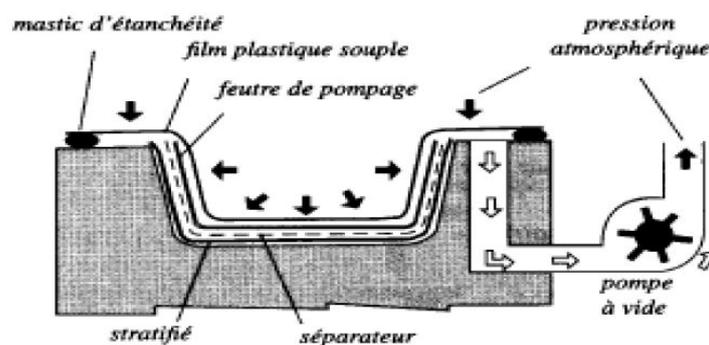


Figure I.12 : Moulage sous vide. [11]

- **Principales caractéristiques:**

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Deux faces lisses, éventuellement gelcoatées.</li> <li>▪ Qualité non tributaire de la main d'œuvre.</li> <li>▪ Qualité constante.</li> <li>▪ Bonne cadence de production.</li> <li>▪ Nécessite peu de surface.</li> <li>▪ Investissements très modérés.</li> <li>▪ Bonnes conditions de travail et d'hygiène.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Possibilités de formes plus réduites qu'au contact.</li> <li>▪ Mise au point parfois difficile.</li> </ul>

- **Domaines d'application**

- Bâtiment : coupoles d'éclairage zénithal.
- Transports : panneaux sandwichs pour caion isothermes, conteneurs.
- Pièces diverses : casques de protection enveloppants, capotages...

## I.5.2. Moulage au contact

### • Principe

Procédé manuel pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée. [11]-[9]

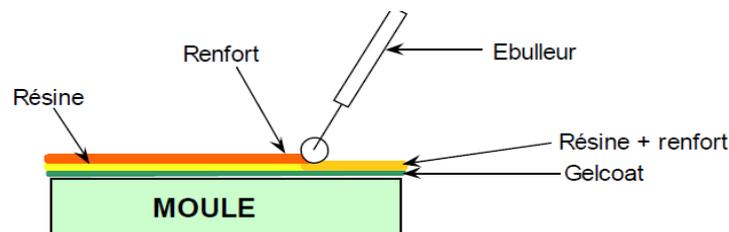


Figure I.13 : Moulage au contact. [10]

### • Principales caractéristiques

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Très larges possibilités de forme et dimensions.</li> <li>▪ Travail simplifié, suppression de la mise en forme. obtenue directement par la projection.</li> <li>▪ Productivité plus élevée qu'au contact.</li> <li>▪ Coût du roving &lt; mat.</li> <li>▪ Investissements très modérés.</li> <li>▪ Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Une seule face lisse.</li> <li>▪ Propriétés mécaniques moyenne.</li> <li>▪ Qualité tributaire de la main d'œuvre.</li> <li>▪ Conditions de travail très médiocres si absence d'agencements nécessaires.</li> </ul>

### • Applications :

- Production de bateaux
- Revêtements
- Bâtiments : façade, articles sanitaires
- Travaux public : coffrages
- Capotage industriel
- Panneaux sandwiches pour camions isothermes

### I.5.3. Moulage par projection simultanée

#### • Principe

Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- un dispositif de coupe - projection du renfort (roving)
- un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et ébullés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection.

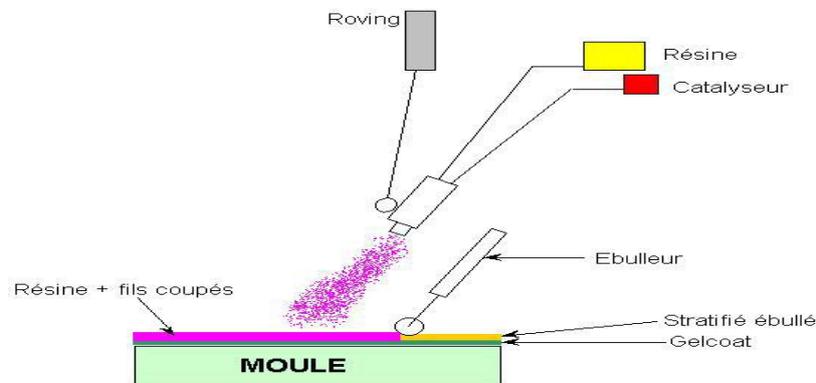


Figure I.14 : Moulage par projection simultanée. [11]

#### • Caractéristiques principales

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Très larges possibilités de forme et dimensions.</li> <li>▪ Travail simplifié, suppression de la mise en forme. obtenue directement par la projection.</li> <li>▪ Productivité plus élevée qu'au contact.</li> <li>▪ Coût du roving &lt; mat.</li> <li>▪ Investissements très modérés.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ Une seule face lisse.</li> <li>▪ Propriétés mécaniques moyenne.</li> <li>▪ Qualité tributaire de la main d'œuvre.</li> <li>▪ Conditions de travail très médiocres si absence d'agencements nécessaires.</li> </ul>

#### • Applications

- Production de bateaux.
- Revêtements.
- Bâtiments : façade, articles sanitaires.
- Travaux public : coffrages.
- Capotage industriel.

### I.5.4. Moulage par enroulement filamentaire

- **Principe**

Procédé de moulage limité aux formes de révolution. Initialement, destiné à la réalisation d'enveloppes de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques par enroulement progressif sur un mandrin, selon un angle déterminé de fils de verre imprégnés de résine.

Par la suite, le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux roving bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée.

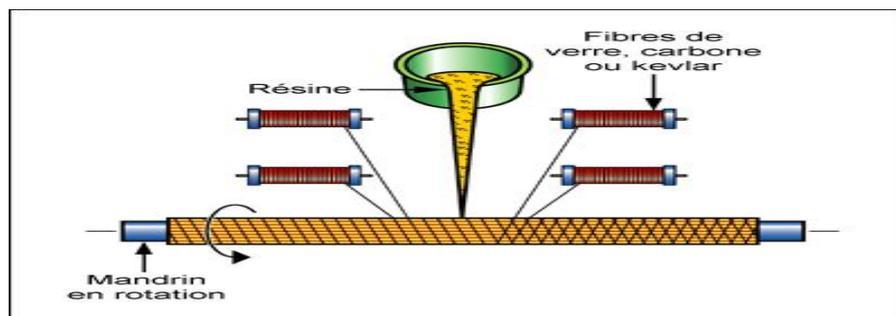


Figure I.15 : Moulage par enroulement filamentaire. [11]

- **Principales caractéristiques**

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> <li>-Pièces à haute, voire très haute résistance (taux de renfort jusqu'à 80 % pondéral, fils continus orientés selon la direction des contraintes).</li> <li>-Très grande latitude dimensionnelle (de quelques mm à plusieurs mètres en diamètre et longueur).</li> <li>-Part de main d'œuvre réduite : mécanisation.</li> <li>-Cadences de productions élevées.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>-Formes de révolution seulement.</li> <li>-Une seule face lisse.</li> <li>-Investissements assez élevés (lignes industrielles).</li> </ul>

- **Domaine d'application**

- Tuyaux devant résister à de fortes pressions.
- citernes de transport, réservoirs de stockage.
- Appareillage de génie chimique.
- Industrie électrique.
- Armement (tubes lance-roquettes...).
- Automobile : ressorts de suspension.
- Sport : perche, canne à pêche, bouteille de plongée.

## I.6. Quelques exemples de structures en composites d'avions

Nous allons maintenant analyser quelques structures d'avion réalisées avec des matériaux composites et les comparer avec les structures sans matériaux composites. Nous allons donc étudier les structures de certains Boeing et de l'Airbus A380.

### • Boeing 777

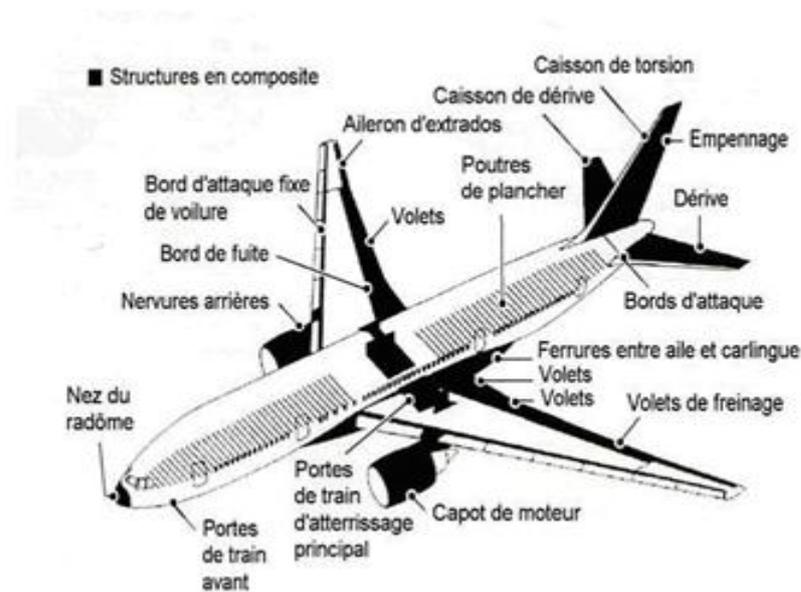


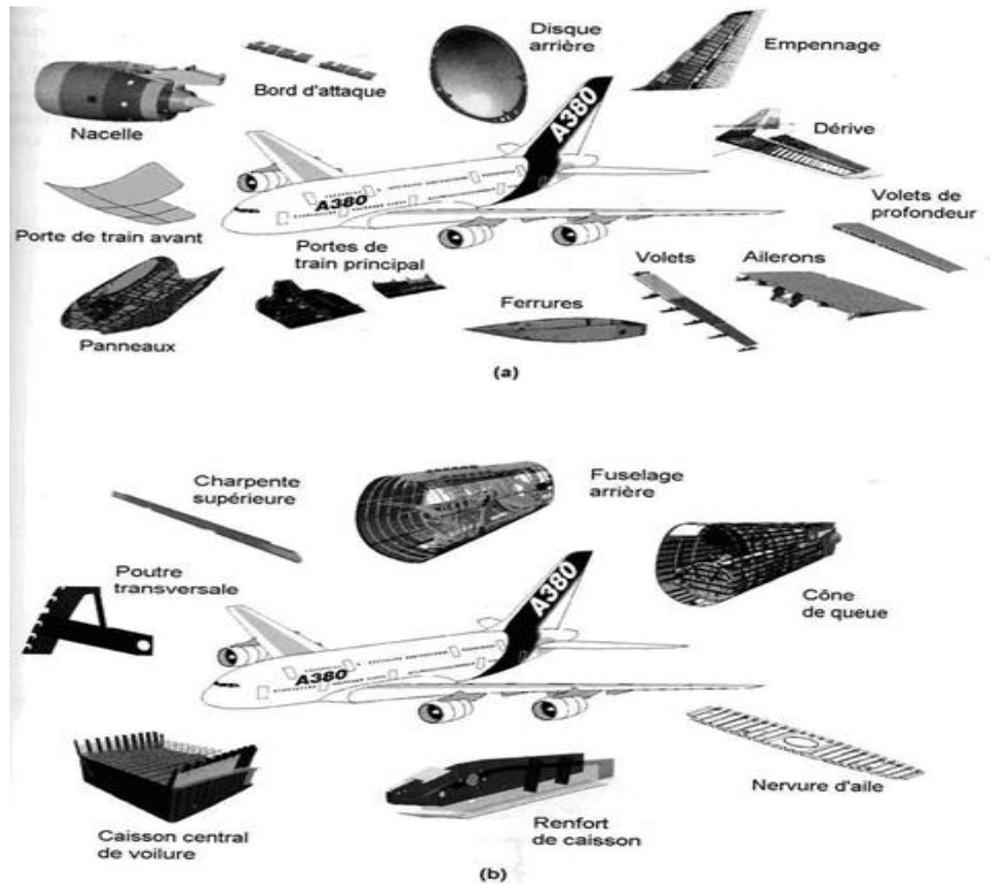
Figure I.16 : Composants en composites du Boeing 777 [1].[ ]

Les ailerons intrados et extrados, les volets, la gouverne de direction et les élevons sont en composite carbone/époxy. Le Boeing 777 est un avion qui présente une structure détenant un grand nombre de pièces en matériaux composites. Il en présente plus que le Boeing 767. Ceci montre une réelle progression du développement des matériaux composites durant les années 80.

- Date du premier vol du Boeing 777 : 12 juin 1994.
- Date du premier vol du Boeing 767 : 26 septembre 1981.

### • Airbus A380

Airbus est arrivé aujourd'hui à introduire un grand nombre de pièces en matériaux composites dans l'A380, et pas seulement des pièces secondaires. En effet, quelques pièces dites primaire (ayant un rôle plus important que les secondaires) dans la structure de l'A380 sont également réalisées en matériaux composites.



**Figure I.17:** Airbus A380 : (a) applications de base en composites ;(b) nouvelles applications en composites [1].

### I.7. Avantages des matériaux composites [11,12]

- Gain de masse.
- Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques).
- Grande résistance à la fatigue.
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone).
- Insensibles aux produits chimiques "mécaniques" comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole.

### I.8. Inconvénients des matériaux composites [11,12]

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques

- Meilleure tenue au feu (classement M) que les alliages légers mais émission de fumées (classement F) parfois toxiques pour certaines matrices.
- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.

## **I.9.Comportement des composites sous sollicitation mécanique**

### **I.9.1.Fatigue**

Le succès des composites à hautes performances est probablement lié en partie à leur résistance à la fatigue. Il suffit pour s'en convaincre de considérer les pales d'hélicoptère qui ont maintenant une durée de vie comparable à celle de l'appareil qui les porte tandis que les pales d'aluminium exigeaient des précautions drastiques pour éviter de les rayer pendant l'usinage et avaient une durée de vie beaucoup plus courte.

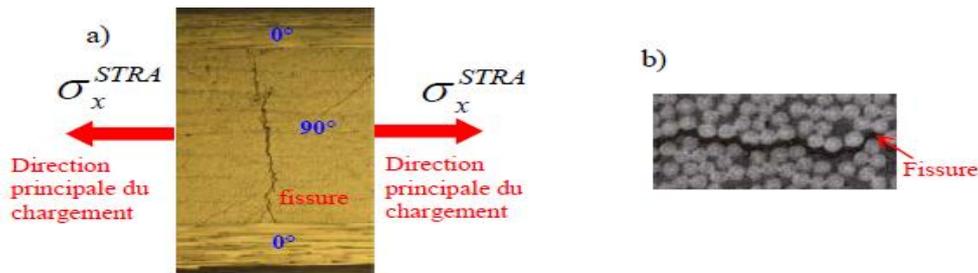
Les composites ne sont pas sensibles à l'effet d'entaille sous sollicitation cyclique. Toutefois, leur résistance à la fatigue varie selon les fibres, la résine, le drapage et l'efficacité de l'ensimage : les composites à fibres de verre sont moins performants que ceux renforcés par des fibres de carbone. [12]

### **I.9.2.Interface**

Seuls les problèmes mécaniques de l'interface entre fibres et matrice sont envisagés. La source de nombreux problèmes rencontrés par les industriels réside dans le fait que les constituants fibres et matrice étant choisis avec soin et soumis à des contrôles précis, l'interface issue de leur interaction échappe en partie aux efforts d'analyse et de prévision.

L'étude des mécanismes d'endommagement des matériaux composites stratifiés a commencé à la fin des années 1970. L'apparition de fissures dans la matrice organique de certains plis est le premier mode d'endommagement observable. Ces fissures, dites intralaminaires, apparaissent bien avant que le stratifié ne perde l'essentiel de ses propriétés mécaniques : on constate plutôt une réduction progressive des constantes élastiques apparentes avec l'augmentation du nombre des fissures. [12] Par ailleurs, les concentrations de contraintes en pointe de fissure peuvent être à l'origine de formes d'endommagement additionnelles, par exemple :

- Le délaminage, décollement entre le pli fissuré et le pli adjacent.
- L'apparition de plusieurs branches à proximité des pointes de fissures (fissure « delta » figure. II.1.a).
- L'apparition de fissures secondaires dans les plis adjacents.



**Figure I.18:** Micrographies d'une fissure dans le matrice d'un pli d'un stratifié ; (a) faible grossissement, (b) fort grossissement [12]

### I.9.3. Endommagement

De manière générale, l'endommagement est défini comme un ensemble de changements microstructuraux au sein du matériau qui occasionnent une détérioration irréversible plus ou moins importante. Par exemple, quand une structure stratifiée est sollicitée, la dégradation de ses propriétés est effective bien avant sa rupture finale. En outre pour les matériaux composites, notamment ceux à forte anisotropie, sa géométrie dépend, non pas du mode de chargement comme pour les matériaux métalliques, mais de l'arrangement géométrique des constituants du composite. Notons également que l'endommagement présente un caractère unilatéral, les microfissures pouvant se refermer sous l'action du chargement.

Il existe plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée de plis unidirectionnels ou tissés qui se révèlent à différentes échelles d'observation. Les plus significatifs sont les suivants :

- à l'échelle microscopique apparaissent les ruptures d'adhérence entre les fibres et la matrice : c'est le phénomène de décohésion fibre/matrice ;
- à l'échelle mésoscopique, on observe l'apparition de nombreuses fissures intralaminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau ;
- à l'échelle macroscopique, on observe le phénomène de décollement interpli : c'est le délaminage.

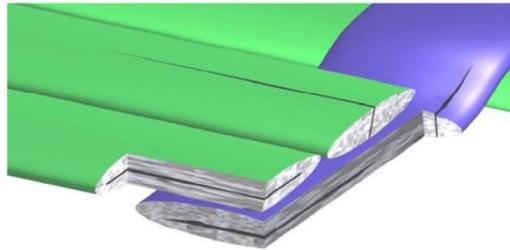
Pour les matrices renforcées de fibres de verre coupées, les phénomènes d'endommagement observés sont la décohésion fibre/matrice mais aussi la fissuration matricielle.

Pour les tissus, qui sont composés de torons entrecroisés, on peut noter deux classes principales de fissuration intralaminaires : les fissures transverses (identiques à celles des unidirectionnels) et les fissures longitudinales (figure. I.19).

Les fissures transverses apparaissent, de manière assez uniforme, parallèlement à l'axe des fibres et dans l'épaisseur des torons de trame et de chaîne. [12]

Les fissures longitudinales se développent dans le plan du tissu. Ce phénomène est à rapprocher du phénomène de délaminage qui apparaît couramment dans les stratifiés à plis unidirectionnels en pointe de fissures transverses. Les fissures longitudinales présentes dans les tissus sont beaucoup plus localisées que les fissures transverses.

Elles existent aussi bien entre les torons d'orientations différentes (fissuration inter-toron) qu'entre ceux de même orientation (fissuration intra-toron). Elles suivent l'ondulation quand elles y sont confrontées.



**Figure I.19 :** Types de fissuration intralaminaires dans un pli tissé [12]

## I.10. Conclusion

Nous nous sommes focalisés, dans notre synthèse bibliographique, à donner plus de détail sur les composites à fibres de verre et fibres de carbone, utilisés dans le domaine de l'aéronautique. Cette partie va nous servir à cerner les particularités des composites que nous allons réaliser en partie expérimentale.

## **CHAPITRE II**

# **Elaboration des plaques, réalisation des éprouvettes et caractérisation**

## II.1.Introduction

Dans ce chapitre, on présentera la procédure de mise en œuvre et de caractérisations mécaniques expérimentales des stratifiés en composites. Le choix du type de matrice et du renfort qui constituent le matériau sélectionné pour cette étude, est fait selon la disponibilité et en fonction de la faisabilité expérimentale.

L'étude est portée sur deux stratifiés en composite à matrice polymère, qui diffèrent par la nature du renfort ; le premier est constitué de fibre de carbone tandis que le deuxième est à base des fibres de verre.

Notre but est d'analyser le comportement à la rupture de chaque matériau et de déterminer leurs propriétés mécanique vis-à-vis la traction, flexion, compression, fluage et la fatigue.

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

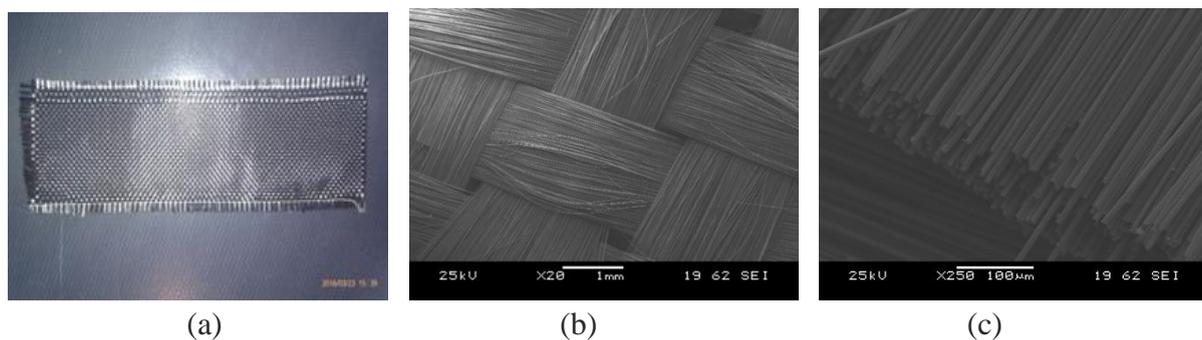
## II.2.Elaboration des plaques

### II.2.1. Le renfort

Les renforts utilisés sont des **tissus de carbone** et **de verre** bidirectionnels.

#### II.2.1.1.Tissu de fibre de carbone

Le tissu utilisé est un tissu de carbone avec une architecture en taffetas selon la norme BMS 9-8 type 1 classe 2 (figure II.1). Ses caractéristiques sont mentionnées dans le tableau II.1.



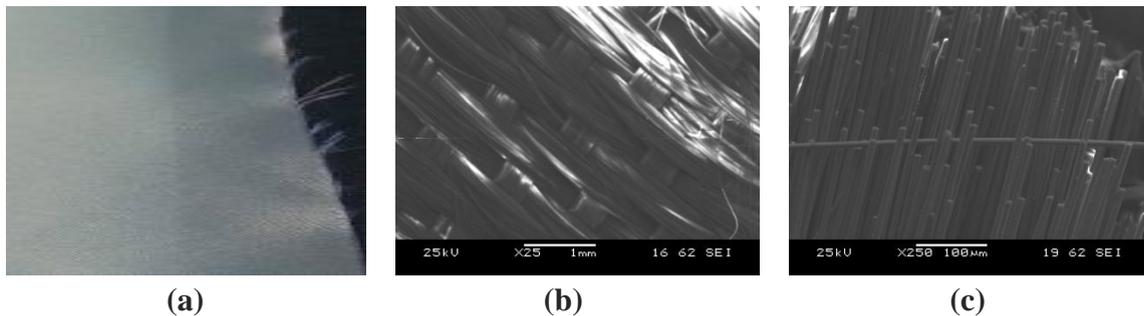
**Figure II.1 :** Tissu de carbone (Taffetas) ; (a) Aspect macroscopique; (b) et(c) : Aspect au microscope électronique à balayage.

**Tableau II.1:** Caractéristiques du tissu de carbone.

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-8
Architecture	TAFTAS
Géométrie des fibres	Rectangulaire
Epaisseur (mm)	0,2
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1,8
Résistance a la traction (N/mm <sup>2</sup> )	330
Elongation (%)	1.9
Poids spécifique (g/m <sup>2</sup> )	193

### II.2.1.2. Tissu de fibre de verre

Le tissu de fibres de verre utilisé est de type D (diélectrique), de référence BMS9-3 REV T type D classe 7 doté d'une architecture en satin, utilisé particulièrement au niveau des radomes d'avions à cause de ces propriétés diélectrique. Il offre aussi, de très bonnes propriétés mécaniques. Les caractéristiques de ce tissu sont mentionnées dans le tableau II.2.



**Figure II.2 :** Tissu de fibres de verre (satin) ; (a) Aspect macroscopique, (b) et (c) : Aspect au microscope électronique à balayage.

**Tableau II.2:** Caractéristiques du tissu de verre.

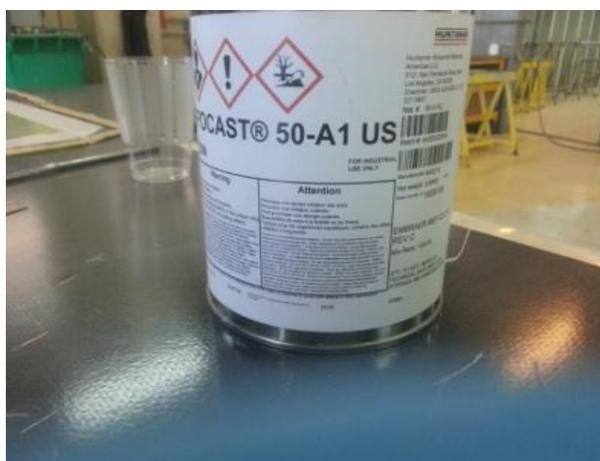
caractéristiques	valeurs
Norme	BMS 9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
Géométrie des fibres	Cylindrique
Epaisseur (mm)	0,1
Résistance a la traction (N/mm <sup>2</sup> )	140,29
Poids spécifique (g/m <sup>2</sup> )	106

## II.2. 2. La matrice

C'est un mélange homogène de résine époxyde 50-A1/946 et de durcisseur. Les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant, qui exige comme mélange: 100g de résine pour 15g de durcisseur.

### II.2.2.1. la résine type Epocast 50-A1

Epocast 50-A1/946 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est qualifié de BMS8-201.



**Figure II.3:** Résine EPOCAST 50-A1.

D'autres précisions concernant cette résine sont mentionnées dans la fiche technique remise par le fournisseur dans le Tableau II.3.

**Tableau II.3:** Caractéristiques des Epocast 50-A1 [19].

Propriété	946 Durcisseur	50-A1 Résine	50-A1	Méthode de test
Couleur	Ambre	Paille	Ambre	Visuel
Masse volumique/cm <sup>3</sup>	1.21	1.05	1.18	-
Viscosité, 77°F (25°C)	7.770	400	2.400	ASTM-D-792
Temps de gel, 100 g, minute à 77°F	--	--	20	-
Durée de conservation à non ouvert, mois	12	12	--	ASTM-D-2196

### II.2.2.2.le durcisseur 946

Le durcisseur utilisé est de référence HARDENER 946, fabriqué par HUNTSMAN. Il est compatible avec la résine précédemment cité et il est livré avec cette dernière dans un kit EPOCAST 50-A1/HARDENER 946. Ses caractéristiques sont résumées dans le tableau II.4.



**Figure II.4:** Durcisseur 946

**Tableau II.4 :** Caractéristiques du durcisseur 946.

Propriétés	Durcisseur 946	Méthode et norme du test
Couleur	Orange-doré	Visuelle
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	1.05	ASTM-D-792
Viscosité a 25°C (mg/cm.s)	4000	ASTM-D-2196
Temps de vie a 25°C et sans ouverture du conteneur (mois)	12	-----

### II.2.2.3.Propriétés du mélange EPOCAST 50-A1/HARDENER 946 après polymérisation

Les propriétés du mélange de la résine 50 A-1 avec son durcisseur après sept (07) jours de polymérisations à température ambiante sont résumés dans le tableau II.5.

**Tableau II.5:** Propriété du mélange EPOCAST 50-A-1 et HARDENER 946.

propriétés	valeur	Norme du test
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	2	ASTM-D-792
Résistance en compression (MPa)	317	ASTM-D-790
Module d'élasticité en compression (MPa)	19.9	ASTM-D-790
Résistance en flexion (MPa)	120	ASTM-D-790
Coefficient de dilatation thermique (K <sup>-1</sup> )	34	FAR 25.853A

Retrait linéaire (mm/m)	0.04	ASTM-D-790
-------------------------	------	------------

### II.2.2.4.Préparation de la résine

La quantité de résine nécessaire par mètre carré de tissu a été calculée à partir des normes imposées par le constructeur (Airbus), soit :

- 375g de résine pour 1 m<sup>2</sup> de tissu (pour une seule couche).

Calcul de la masse de résine et durcisseur a appliqué :

On la surface d'une couche de fibre (S<sub>f</sub>) est de :S<sub>f</sub>=460mm\*460mm=211600mm<sup>2</sup>

\$On a un stratifié de 8 couches donc la surface totale S<sub>t</sub> est de : S<sub>t</sub>=8\*211600=1692800mm<sup>2</sup>

La quantité de résine plus durcisseur a appliqué sera :

$$\begin{array}{rcl}
 1\text{m}^2 & \longrightarrow & 375\text{g} \\
 1.692800\text{m}^2 & \longrightarrow & M
 \end{array}
 \left. \vphantom{\begin{array}{rcl} 1\text{m}^2 & \longrightarrow & 375\text{g} \\ 1.692800\text{m}^2 & \longrightarrow & M \end{array}} \right\} M=634.8\text{g}$$

$$M_r(\text{masse de résine})= M \cdot \frac{85}{100} \longrightarrow M_r=539.58\text{g}$$

$$M_d(\text{masse de durcisseur})= M-M_r \longrightarrow M_d=95.22\text{g}$$

Donc pour chaque formulation de stratifié on utilise :

634.8g de résine EPOCAST et 95.22g de durcisseur 946.

### II.2.3.Les consommables

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

#### II.2.3.1.Film de mise sous vide (ou nylon)

L'utilisation du film de mise sous vide (Figure II.5) a pour but dans un premier temps, de protéger la surface du moule car ce matériau est imperméable et ne colle pas avec la résine et peut facilement remplacer un agent démoulant. L'autre but de son utilisation est d'étanchéifier l'ensemble du système pour bien compacter les tissue et ne pas laisser de vides. Aussi, son élongation et sa résistance chimique et mécanique lui permettent de bien prendre la forme du moule. Ses caractéristiques sont données dans le tableau II.6.



**Figure II.5 :** film de mise sous vide.

**Tableau II.6:** Caractéristiques du film sous vide.

Caractéristiques	valeurs
Référence	518260f
Matière	Nylon 6
Couleur	Vert
Epaisseur standard $\mu\text{m}$	50
Température maxi ( $^{\circ}\text{C}$ )	205
Allongement a la rupture (%)	>350
Résistance a la traction (MPa)	>97
Surface massique ( $\text{m}^2/\text{kg}$ )	17,4
stockage (%humidité, température $^{\circ}\text{C}$ )	50,20

### II.2.3.2.Film séparateur perforé (ou tissu perforé)

Dans l'élaboration d'un stratifié ce film (Figure II.6) est mis sur la pièce à mouler et l'isole des autres consommables, avec des petites perforations régulières il permet de bien répartir la résine sur toute la surface de la pièce et assure une uniformisation de la résine sur toute la surface. Il permet aussi, d'éviter le collage du feutre répartiteur de vide avec la pièce. On peut résumer ses caractéristiques dans le tableau II.7.



**Figure II.6 :** Film séparateur perforé.

**Tableau II.7 :** Caractéristiques du tissu perforé.

caractéristiques	valeurs
Matière	Polyoléfine
Couleur	Bleu
Géométrie de perforation	Ellipse
Poids nominal (m/m <sup>2</sup> )	1
Epaisseur (µm)	25
Température d'utilisation (°C)	125
Allongement a la rupture (%)	>280
Résistance a la traction (MPa)	>75
Stockage (% humidité, température °C)	45,20

### II.2.3.3. Tissu d'arrachage

Le tissu d'arrachage (Figure II.7) présente plusieurs avantages lors d'une utilisation sous vide. Ce tissu est connu pour l'état de surface qu'il donne à la pièce .Il permet aussi d'éviter le collage de la plaque avec l'ensemble des tissus lors de la séparation. Ses caractéristiques son mentionnées dans le tableau II.7



**Figure II.7 :** Rouleau de tissu d'arrachage.

**Tableau II.8 :** Caractéristiques du tissu d'arrachage.

Caractéristiques	Valeurs
Référence	D300
Matière	Nylon66 (PA)
Couleur	Rose
Epaisseur (µm)	40
Poids nominal (g/m <sup>2</sup> )	92
Température d'utilisation (°C)	182
Allongement a la rupture (%)	150
Résistance a la traction (MPa)	>110

Stockage (% humidité, température °C)	50,20
---------------------------------------	-------

#### II.2.3.4. Tissu absorbant (la watte)

Le tissu absorbant (watte) est fait à 100% en polyester non tissés. Il a la particularité d'être très souple, ce qui lui permet d'épouser parfaitement n'importe quelle forme. Sa structure extrêmement poreuse. Elle permet la bonne circulation de l'air, mais le principal but de son utilisation est de permettre à la pompe d'appliquer une pression uniforme sur toute la surface de la pièce à mouler. Il assure, ainsi, la même épaisseur (figure II.8). Ses caractéristiques principales sont citées dans le tableau II.9

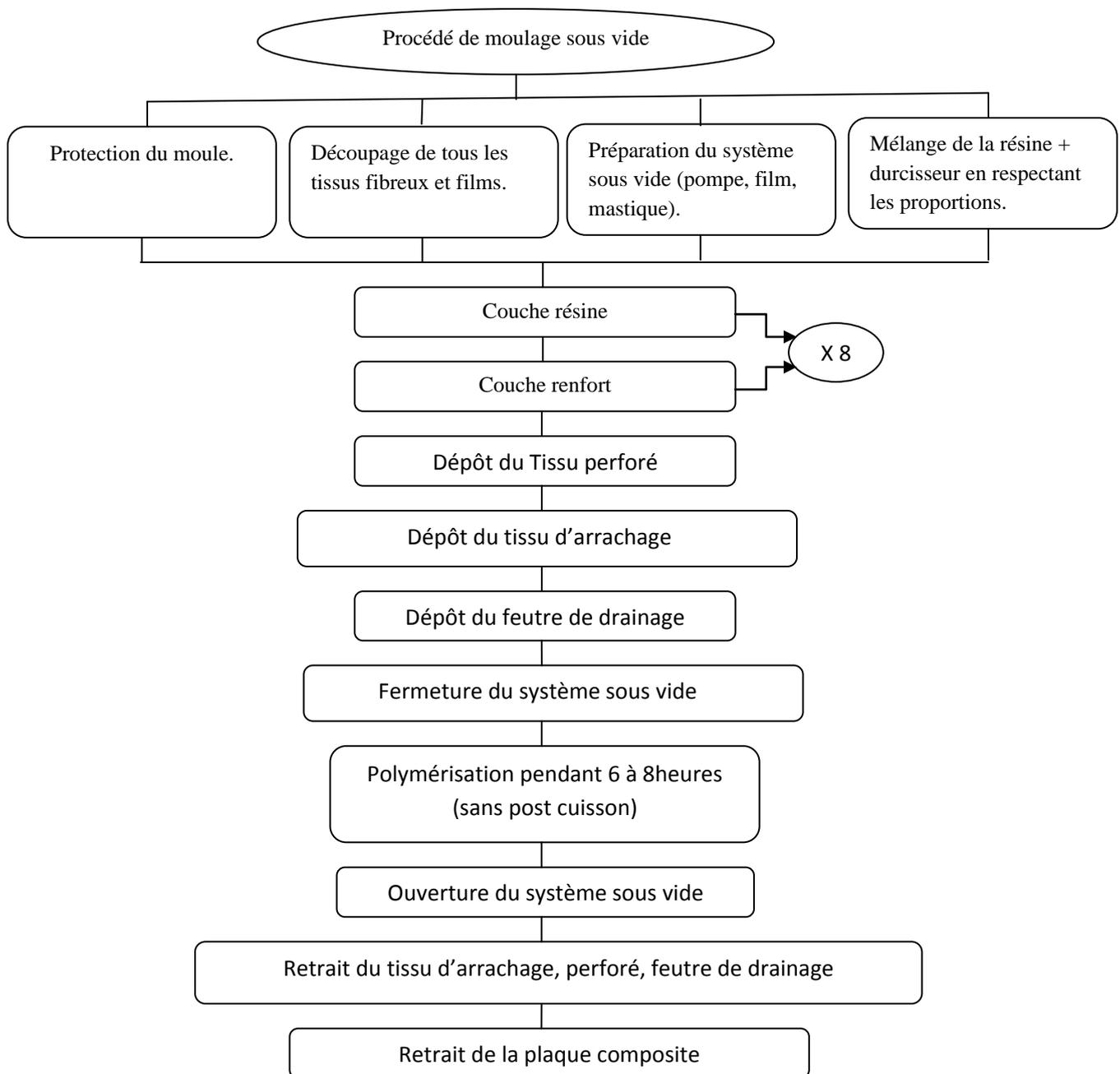


**Figure II.8 :** Rouleau de tissu absorbant la watte.

**Tableau II.9 :** Caractéristiques du feutre de drainage.

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

### II.2.4. Procédure de fabrication des plaques par moulage sous vide



**Figure II.9 :** Organigramme sur les étapes du procédé sous vide.

Les étapes du procédé sous vide sont données dans l'ordre chronologique suivant :

- 1. Nettoyage du moule :** Afin d'éviter les impuretés, le moule a été nettoyé au toluène (même effet que l'acétone).
- 2. Protection du moule :** Pour protéger le moule et pour éviter que la résine époxyde ne colle, il est conseillé de le couvrir d'un film de mise sous vide qui dans notre cas agit comme protecteur et comme agent de démoulage.
- 3. Dépôt de mastic d'étanchéité :** Dépôt du mastic d'étanchéité sur la périphérie de la surface du moulage et former un carrée cette action délimitera ainsi une surface qui est plus grande que la surface du moulage.



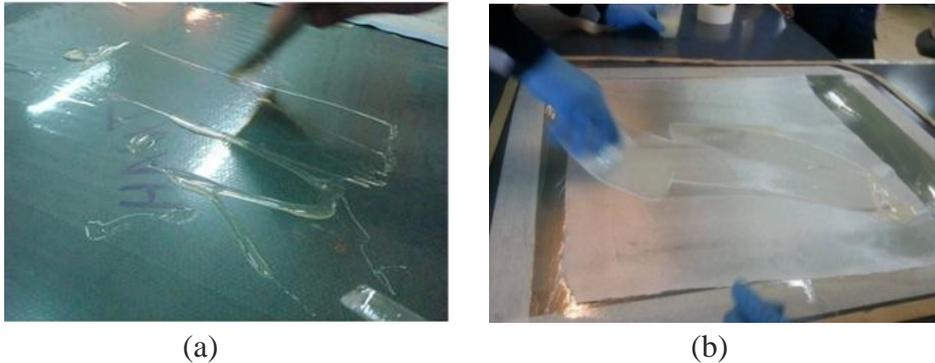
**Figure II.10 :** Dépôt du mastic d'étanchéité sur la périphérie de la surface du moulage.

- 4. Préparation des tissus et des films :** découpage des tous les tissus (tissu d'arrachage, perforé, feutre de drainage, et les tissus de fibres 'orienté 0°/90°').



**Figure II.11 :** Tissus et films découpés.

5. **Dépôt du tissu et de la résine :** Etaler d'abord une couche de résine sur le nylon pour avoir un bon positionnement du stratifié, (figure II.12.a), par la suite le dépôt des tissus de fibres se fait suivant un ordre bien précisé des orientations avec une couche de résine entre chaque tissu. Figure(II.12.b).

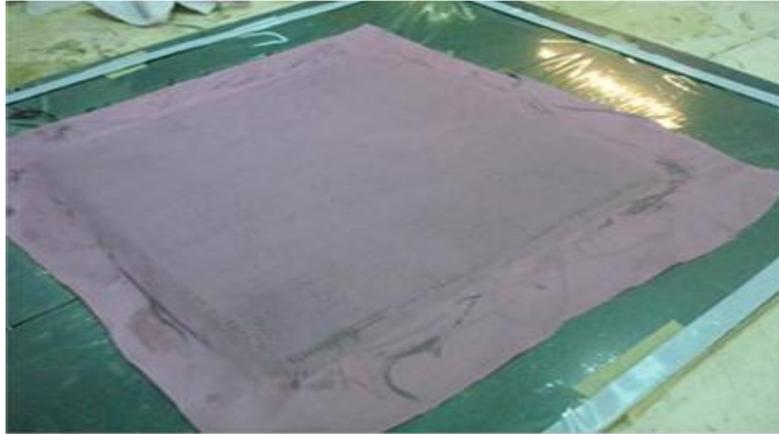


**Figure II.12 :** Dépôt de la résine.

Une fois les huit (8) *tissus* posés on rajoute une dernière couche de résine et on se prépare à poser les films séparateurs.

**6. Dépôt des films et des tissus séparateurs.**

- dépôt du tissu perforé sur la plaque qui polymérise en veillant a bien l'étaler et à ce qu'il n'y a de plis.
- on pose le tissu d'arrachage directement sur le tissu perforé, l'absorption du peu d'excédent de résine commence de façon immédiate. Figure (II.13.a).
- le feutre de drainage est posé sur le tissu d'arrachage il ne doit ni toucher ni dépasser le mastic d'étanchéité
- poser le film sous vide directement sur le feutre de drainage en laissant un peu d'espace entre eux, ensuite coller ses extrémités avec le mastic d'étanchéité en veillant a ce que toute la surface périphérique soit bien collée pour éliminer tout risque de fuite
- Faire rentrer le tuyau de la pompe sur le coté pour effectuer par la suite l'opération d'aspiration de l'air. Figure (II.13.b).



**Figure II.13 :** Dépôt de tous les films séparateurs.

7. **Installation de la pompe :** Fixation de la pompe sur un support et faire entrer environ 60mm de tuyau entre le film de mise sous vide et le feutre de drainage le système étant fermé la pompe peut être activée.
8. **Polymérisation :** Le processus de polymérisation s'effectue pendant huit (08) heures à température ambiante comprise entre 25° et 28°C, pour éviter les contraintes résiduelles.

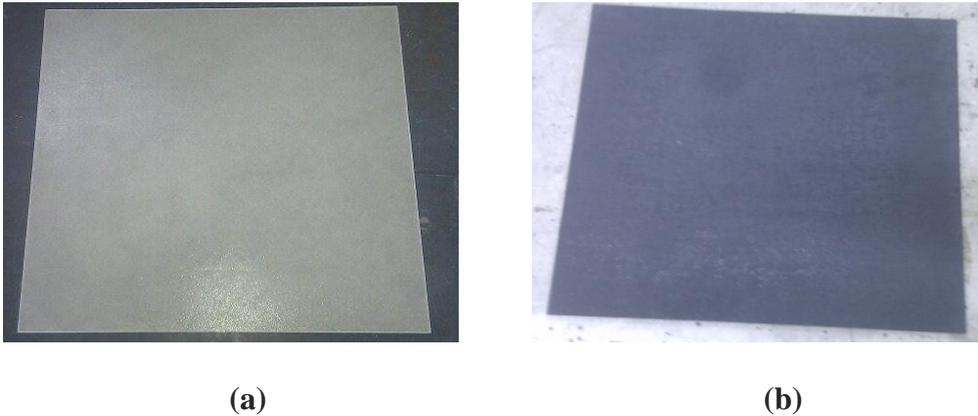


**Figure II.14:** Cycle de polymérisation.

#### 9. Démoulage.

- Extinction de la pompe.
- Retrait du film de mise sous vide.
- Retrait du feutre de drainage, du tissu d'arrachage et du tissu perforé dans l'ordre.
- Retrait de la plaque composite stratifiée.

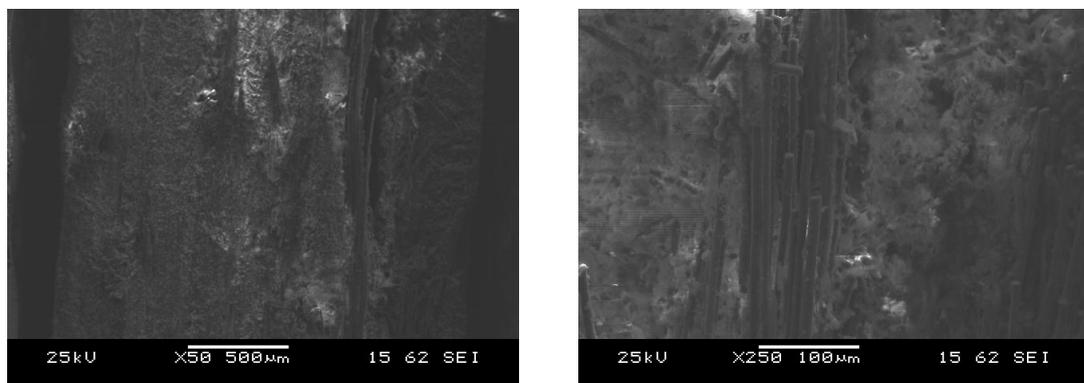
Les deux plaques obtenues sont définies sur la figure (II.15).



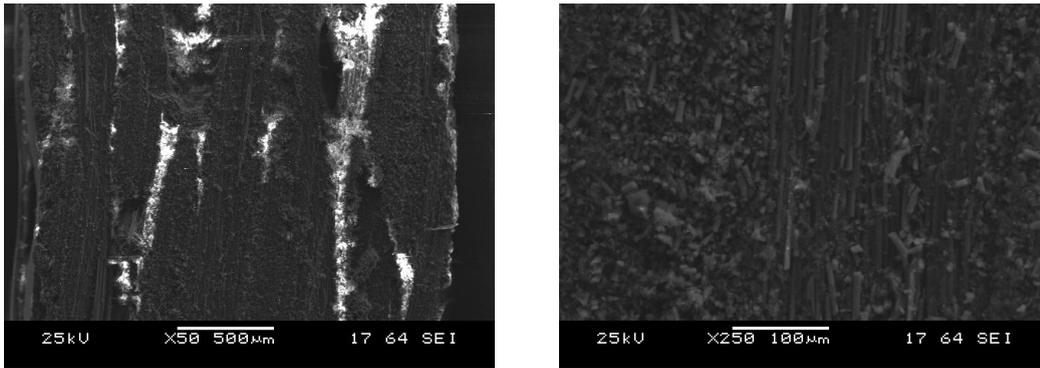
**Figure II.15 :** Les plaques élaborées. (a) stratifié fibre de verre/époxy, (b) stratifié fibre de carbone.

### II.2.5 : Aspect du faciès stratifié des échantillons bruts (verre/époxy) et (carbone/époxy)

Les figures II.16 et II.17 montrent l'aspect stratifié des composites (verre/époxy) et (carbone/époxy). Notons la parfaite adhérence entre les fibres et la matrice dans le cas (verre/époxy), alors que le composite (carbone/époxy) présente quelques microporosités.



**Figure II.16 :** Aspect en électrons secondaires du stratifié (verre/époxy) brute.



**Figure II.17 :** Aspect en électrons secondaires du stratifié (carbone/époxy) brute.

### **II.3.Réalisation des éprouvettes pour les essais statiques et dynamiques**

La fabrication des éprouvettes pour les tests mécaniques nécessite un découpage préalable des plaques en respectant la forme et les dimensions relatives aux normes en vigueur.

#### **a) Découpage**

Suite à l'indisponibilité de la scie diamantée le choix de la machine de découpe s'est orienté vers une cisaille, utilisée initialement pour découper des tôles en métal (cisaille guillotine hydraulique GS630, figure II.18). Cette dernière convient parfaitement, pour réaliser l'opération de découpage sur composites, sans provoquer de défauts sur les bords (le tableau résume ses caractéristiques).



**Figure II.18 :** Cisaille guillotine hydraulique GS 630.

**Tableau II.10** : Caractéristiques de la cisaille guillotine hydraulique type GS 630.

Caractéristiques	Valeurs
Type de commande	Numériques
Coupe maxi (mm)	3050
Course maxi (mm)	160
Précision de positionnement (mm)	±0.1
Angle de coupe (°)	0.66/1.20/2/2.20
Capacité hydraulique (L)	110
Puissance totale requise (KW)	6
Puissance du moteur (KW)	0.5

### b)- Fabrication et emplacement des talons

Le rôle des talons en Zicral 7075-T6 est de protéger des contraintes qui peuvent être causées par la machine d'essai. En effet, la machine est équipée de mors qui ont pour but de maintenir la pièce lors de l'essai, donc ces mors vont s'accrocher aux talons qui sont fixés à chaque extrémité de l'éprouvette.

Les éprouvettes subissent un léger polissage et les talons sont chanfreinés à l'aide d'une machine de fraisage, ils sont ensuite roués sur la surface de collage (figure II.19), afin d'avoir une bonne adhérence de la résine. Avant de les coller, nous avons procédé à leur nettoyage avec un diluant pour enlever les impuretés qui peuvent être à l'origine d'un mauvais contact entre la colle et les surfaces à coller.



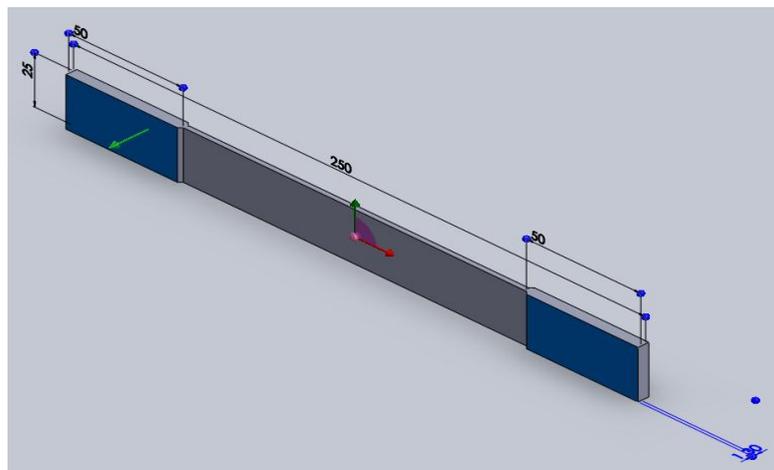
**Figure II.19** : Talon troué avec une perceuse (a) ; Ponceuse à chanfreiner (b).

### c)-Description des éprouvettes

Pour les essais mécaniques, trois types d'éprouvettes sont confectionnés.

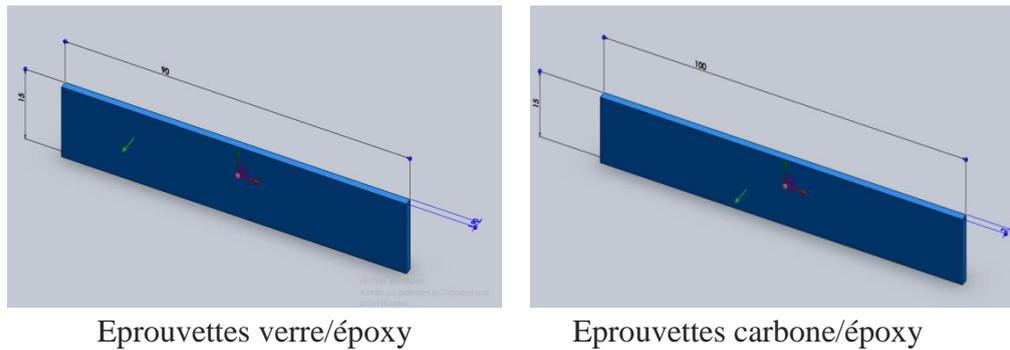
- **Pour les essais de traction, fatigue et fluage** : les essais de traction, de fatigue et de fluage des éprouvettes normalisées correspondant à la norme ASTM D3039 sont utilisées. Cette dernière, répond aux exigences des conditions des essais de traction statique et cyclique par l'utilisation des talons en aluminium à chaque extrémité (type Zircal 7075-T6 de dimension 50 sur 25 avec chanfrein). Ceci permet d'éviter l'effet des glissements entre les mors de serrage de la machine et l'éprouvette d'essai, bien souvent, responsables de perturbations importantes dans les mesures effectuées.

Les éprouvettes sous forme parallélépipédique, sont découpées à partir des plaques élaborées pour les deux types de renfort, selon les recommandations de la norme ASTM D 3039. Ces éprouvettes ont une longueur de 250 mm, une largeur de 25mm et une épaisseur de 2.1 mm (Figure II.20).



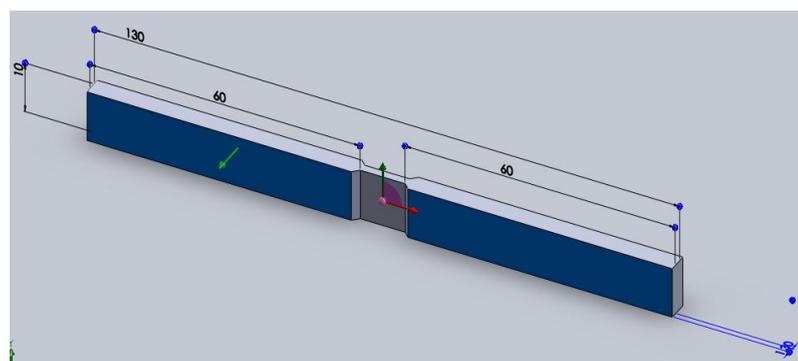
**Figure II.20** : Dessin de définition des éprouvettes de traction normalisées (Réalisé sur SolidWorks).

- **Pour l'essai Flexion**, la norme ASTM D 790 propose deux types d'éprouvettes, pour carbone/époxy de dimensions 100mm\*15mm\*2.1mm et verre/époxy de longueur 90mm et de largeur 15mm et d'épaisseur d'environ 1.9mm (Figure II.21).



**Figure II.21** : Dimensionnement des éprouvettes de flexion.

- **Pour l'essai de compression** la norme utilisé est ASTM D3410 propose un type d'éprouvette pour les deux stratifiés de longueur 130mm et de largeur 10mm environs 2.2mm d'épaisseur pour le carbone et 1.9mm pour le verre (Figure II.22).



**Figure II.22** : Dimensionnement des éprouvettes de compression.

## II.4. Caractérisation mécanique

La connaissance des caractéristiques mécaniques d'un matériau composite et sa structure permettent de comprendre, voir, prédire son comportement en service. Afin de caractériser son comportement dans des conditions spécifiques, nous avons recours à un certain nombre d'essais statiques (essai de traction, de flexion, de compression) et d'essais dynamiques (fluage, fatigue). Nous exposons dans ce qui suit, les dispositions prises pour effectuer les tests mécaniques selon les normes en vigueur.

## II.4.1.Essai de traction

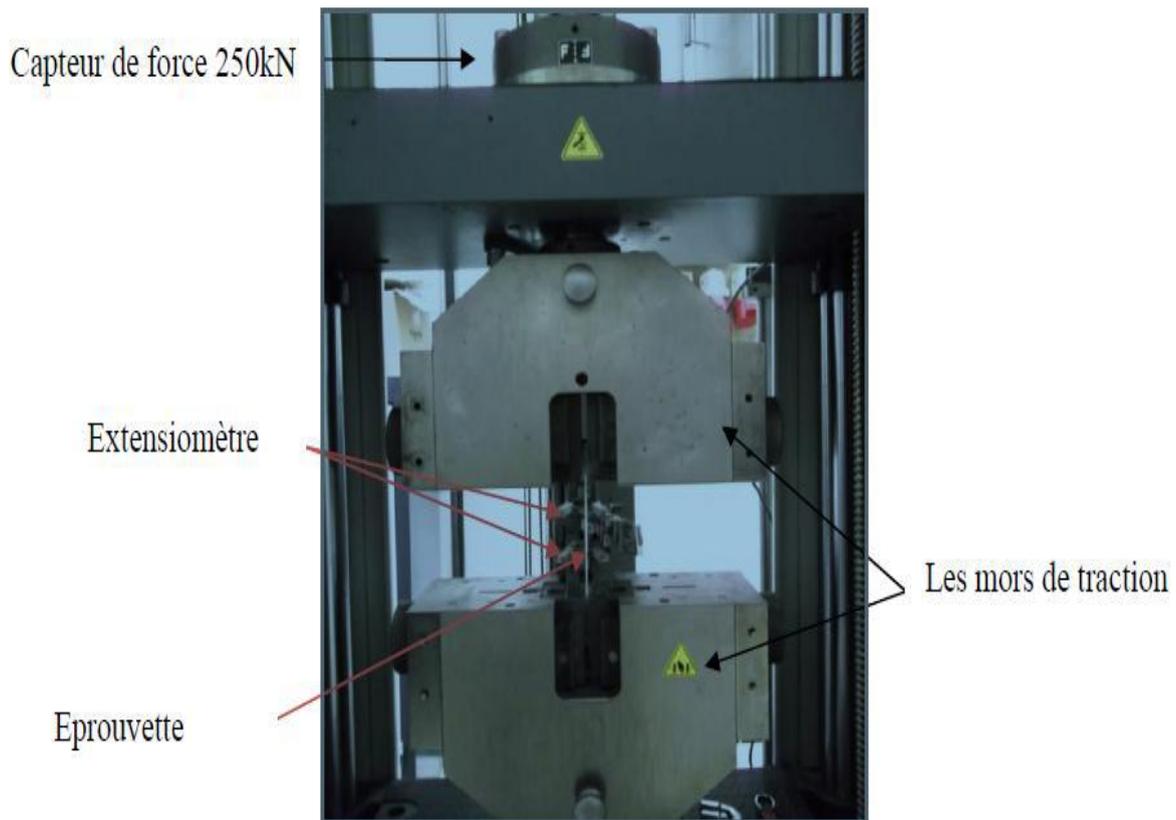
Le premier essai mécanique effectué est celui de la traction. Cet essai permet de déterminer le comportement des matériaux élaborés lorsque ils sont soumis à une contrainte de traction, il nous renseigne sur la rigidité du matériau par le calcul du module de Young, ajoutez à cela il donne la déformation et surtout il nous donne la résistance a la rupture de l'éprouvette.

### II.4.1.1.Dispositif d'essai

Les essais de traction sont effectués à température ambiante sur une machine universelle de type Zwick 250 au niveau de l'unité de recherche UR-MPE (Figure II.23)., dotée d'un capteur de force de capacité 250 KN et d'un extensomètre (Figure II.24). Cette machine est pilotée par ordinateur à l'aide du logiciel TextXpert 9.0.



**Figure II.23 :** Machine universelle de traction de type ZWICK/ROELL Z250



**Figure II.24 :** Dispositif mors-éprouvette-extensomètre

Les échantillons à tester sont maintenus entre deux mâchoires. La mâchoire supérieure est liée à la traverse supérieure mobile et l'autre mâchoire est liée à la traverse inférieure fixe.

La vitesse de déplacement de la traverse est injectée directement au programme d'essai, elle est choisie selon la norme ISO527-5, dans notre cas elle est constante et égale à 2 mm/min.

La contrainte à la rupture en traction est donnée par la formule (1) suivante :

$$\sigma_{\text{rup}} = F/S. \quad (\text{II.1})$$

F et S sont respectivement la force appliquée à l'éprouvette au moment de la rupture et la section de l'éprouvette.

Le module d'élasticité est déterminé à partir de la loi de HOOKE, cette dernière est exprimée par la relation (2) suivante :

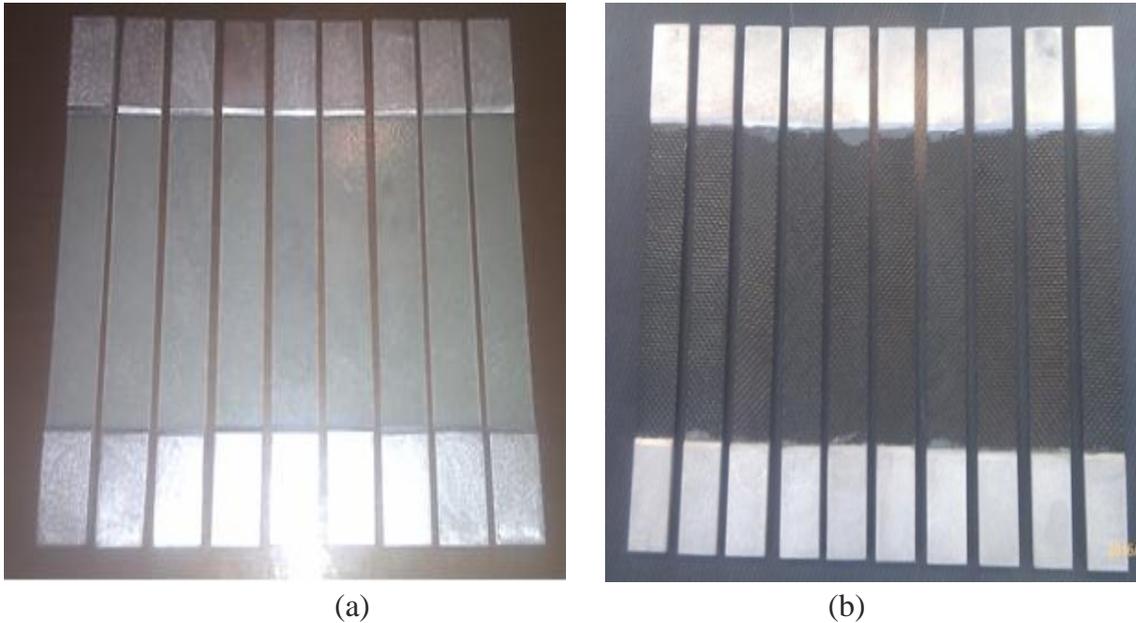
$$\sigma_{\text{rup}} = E.\varepsilon \quad (\text{II.2})$$

Où :  $\varepsilon$  : la déformation.

$$\varepsilon = \Delta l / l_0$$

$\Delta l$  : le déplacement.

$l_0$  : la longueur initiale.



**Figure II.25 :** Forme des éprouvettes destinées aux essais de traction. (a) Fibre de verre, (b) fibre de carbone.

## II.4.2. Essai de flexion ‘trois point’

Le deuxième essai réalisé est celui de la flexion ‘trois points’. Ce dernier permet mesurer le module d’Young, la résistance en flexion et la flèche maximale.

### II.4.2.1. Dispositif d’essai

Le test de flexion est effectué à température ambiante avec une vitesse de 2mm/min. La machine utilisée est une machine universelle ZWICK/ROELL Z2.5 (figure II.26).



**Figure II.26 :** Machine universelle de flexion de type ZWICK/ROELL Z2.5

L'essai de flexion détermine l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance des appuis. Les contraintes varient de façon continue de part et d'autre de l'axe neutre, ou elles sont nulles. D'un côté, elles sont en compression (coté concave de l'éprouvette) et de l'autre, en tension.

Durant cet essai, la charge supportée par l'éprouvette est mesurée. Les résultats obtenus déterminent le déplacement et la force à la rupture. La contrainte à la flexion  $\sigma_f$  et le module de Young  $E_f$  sont calculés respectivement selon les formules :

$$\sigma_f = \frac{3FL}{2be^2} \quad (\text{MPas})$$

$$E_f = \frac{FL^3}{4be^3Y} \quad (\text{MPas})$$

$$\varepsilon\% = \frac{6eY}{L_0^2} * 100$$

Où :

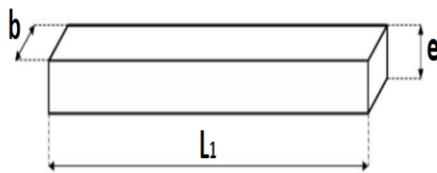
$\sigma_f$  et  $E$  sont respectivement la contrainte et le module à la flexion (MPa).

$b$  : largeur de la section (mm).

$e$  : épaisseur de la section (mm).

$L$  : distance entre les appuis (mm).

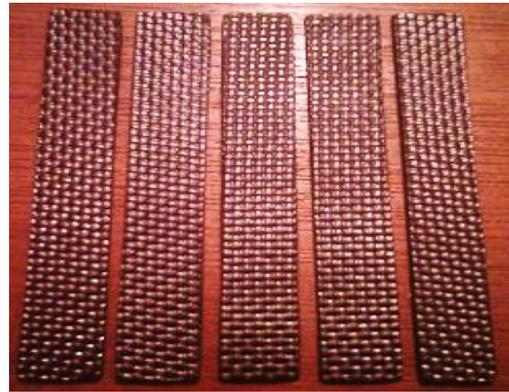
$Y$  : la flèche de l'éprouvette (mm).



Norme	$L_1$ (mm)	b (mm)	e (mm)
ASTM D790	>80	$4 \pm 0,2$	$10 \pm 0,5$
ISO 178	>80	$4 \pm 0,2$	$10 \pm 0,5$



(a)



(b)

**Figure II.27** : Eprouvette pour essai de flexion. (a) fibre de verre, (b) fibre de carbone.

### II.4.3.Essai de compression

Ce test permet de déterminer le comportement d'un matériau (éprouvette) quand il est soumis à une contrainte de compression, on peut ainsi déterminer des caractéristiques telles que contraintes et déformations relatives aux points de rupture, ces derniers étant définis de la même manière qu'en traction.

#### II.4.3.1-La machine utilisée

Vu la nature de nos éprouvettes, le test de compression est effectué à une vitesse de 2 mm/min avec une température ambiante de 25°C.

La machine utilisée est une machine universelle ZWICK ROELLE Z010 (figure II.28) étalonné et équipé d'un extensomètre pour nous permettre d'avoir des résultats précis, ses caractéristiques sont résumées dans le tableau (II.11).

**Tableau II.11** : Caractéristiques de la machine universelle ZWICK Z010.

Caractéristiques		Valeur
Force maximale (KN)		10
Résolution ( $\mu\text{m}$ )		0.0170
Raideur du bâti (KN/mm)		10
Précision (%)	De 20N à 100 N	$\pm 1$
	De 100 N a 10 KN	$\pm 0.5$
Résolution de l'extensomètre ( $\mu\text{m}$ )		0.5
Déplacement maximal de l'extensomètre (mm)		800
Course maximale (mm)		1164
Type et pression de serrage (bar)		Pneumatique, 8.5



**Figure II.28 :** Machine universelle de compression de type ZWICK/ROELL Z10



(a)



(b)

**Figure II.29 :** Eprouvette pour essai de compression. (a) fibre de carbone, (b) fibre de verre.

#### II.4.4- Essais de fatigue

L'essai de fatigue est un essai de traction, de flexion ou de torsion, mais avec une sollicitation cyclique. La machine d'essai est donc une machine standard celle qu'on a utilisée pour la traction type ZWICK/ROELL Z250, c'est son pilotage qui fait la spécificité de l'essai. Lorsque l'on soumet un matériau à des cycles répétés d'efforts, il subit des modifications de microstructure regroupée sous le terme général d'endommagement par fatigue. Cet endommagement ne se signale par aucune modification macroscopiquement décelable et la rupture peut intervenir à des niveaux de contraintes peu élevés, souvent inférieurs à la résistance à la traction ou même à la limite d'élasticité.

Le processus de fatigue implique l'apparition d'une fissuration qui se développe progressivement sous l'action de la répétition des sollicitations.

Les éprouvettes qu'on a utilisées sont de même norme et de même dimensions que celles utilisés pour la traction.

#### II.4.5-Essais de fluage

L'essai de fluage consiste à appliquer un effort  $F$  à l'échantillon (traction ou compression) et à enregistrer son allongement ou sa réduction  $\Delta L$  en fonction du temps. La différence de principe entre essai de traction et essai de fluage en traction réside donc dans le fait que c'est une vitesse de déformation qui est appliquée dans le premier cas et une contrainte dans le second.

On applique pour l'essai de fluage une contrainte constante égal à 80% de la contrainte max a la rupture ( $\sigma_{\text{fluage}}=274.056$  MPA).

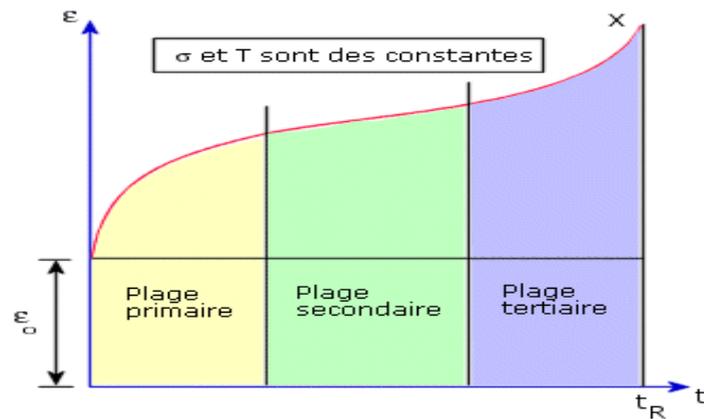
On utilise le même appareillage et les mêmes éprouvettes utilisés pour l'essai de traction.

La réponse expérimentale ou courbe de fluage se décompose en trois phases plus ou moins apparents selon la nature du matériau et la température (figure II.30).

**-le fluage primaire :** la vitesse de déformation diminue, ce qui se traduit par une augmentation de la résistance de matériau.

**-le fluage secondaire :** la vitesse de déformation du matériau est relativement constante au cours du temps

**-le fluage tertiaire :** la vitesse de déformation augment rapidement et est associée a l'apparition d'un endommagement croissant allant jusqu'à la ruine matériau.



**Figure II.30 :** La courbe de fluage.

## II.5. Opération de calcination

Dans le but de déterminer le pourcentage en poids de fibres de verre dans les matériaux composites étudiés selon la norme **NF T 57-571**, 2 échantillons de section  $(1 \times 1) \text{ cm}^2$  sont découpés des éprouvettes. Ils ont été soumis à l'opération de calcination.

### Appareillages utilisés :

- four.
- balance électronique de précision (0.0001 g).
- creuset.

### II.5.1. Calcination

L'échantillon est pesé avec une précision de 0.0001g et placé ensuite dans un creuset préalablement pesé. L'ensemble est placé dans un four à une température de  $600^\circ\text{C}$  jusqu'à ce que la résine soit entièrement calcinée (2 heures). Le creuset est mis ensuite dans un dessiccateur jusqu'à refroidissement complet. Finalement, l'ensemble creuset et cendres sont pesés.



**a-Four**



**b-Balance**

**Figure II.31 :** Appareillages utilisé pour la calcination.

### II.5.2.Mesure du taux de fibre

Le taux de fibres calculé en poids est déduit de celui de la résine. Ce dernier est donné par la formule suivante :

$$M_f = \frac{B}{A} * 100\% \quad \text{avec } M_m = 100 - M_f$$

Ou :

$$V_f = \frac{M_f * \rho_m}{\rho_f - M_f * (\rho_f - \rho_m)} * 100\% \quad \text{avec : } V_m = 100 - V_f$$

Où :

A : poids de l'échantillon en (g) avant calcination.

B : poids de l'échantillon en (g) après calcination (poids de fibre de verre ou de carbone).

C : poids de la résine calciné (g).

$M_f$  et  $M_m$  : fraction massique de la fibre et de la matrice en (%).

$V_f$  et  $V_m$  : fraction volumique de la fibre et de la matrice en (%).

$\rho_f$ ,  $\rho_m$ : La masse volumique de la matrice et de la fibre ( $\text{g}/\text{cm}^3$ ).

### II.6. Caractérisation morphologique en microscopie électronique à balayage

Après les essais mécanique, une caractérisation morphologique a été effectuée sur les zones de rupture des éprouvettes en composite stratifié. Ce type de caractérisation permet d'avoir des images en hautes définition et avec une très bonne précision des zones de rupture et d'obtenir ainsi des informations comme l'orientation des fibres lors de la rupture.

## II.6.1. Dépôt de carbone

L'observation d'échantillons de fibre de verre (non-conducteurs) nécessite un dépôt préalable d'une très fine couche de carbone afin d'éviter toute effet de charge lors des observations au microscope électronique à balayage. L'appareil utilisé est un BALZERS SCD 040 (Figure II.32).

### II.6.1.1. Principe de dépôt de carbone

Le phénomène utilisé pour effectuer un dépôt de carbone est la sublimation. Les échantillons à analyser sont introduits dans l'appareil, puis un ruban de carbone est mis au-dessus d'eux. L'air contenu à l'intérieur est aspiré et un courant électrique passe dans le ruban et le chauffe jusqu'à sublimation, le carbone passe de l'état solide à l'état gazeux en quelques seconde et enrobe les échantillons. Figure (II.32. c).



**Figure II.32 :** Dépôt de carbone. (a) mise des échantillons dans le, (b) sublimation du ruban de carbone, (c) échantillons sublimant.

## II.6.2. Caractérisation au M.E.B

Le microscope utilisé est un microscope électronique à balayage appartenant au laboratoire des sciences et de génie des matériaux (LSGM/ FGMGP-USTHB), de marque JEOL JSM-6360(Figure II.33) ; il est doté de deux détecteurs (électrons secondaires et électrons rétrodiffusés). Les spécificités des composites utilisés nécessitent des conditions de réglage appropriés. Une tension de 25 KV est suffisante pour assurer une bonne résolution des images produites en électrons secondaires.



(a)

Figure M.E.B JEOL JSM-6360



(b)

Figure le porte échantillon

**Figure II.33:** MEB JEOL JSM-6360.

## II. 7. Conclusion :

Nous avons tenu à respecter dans nos réalisations les normes en vigueur dans le domaine de l'aéronautique afin de mettre en évidence les conditions de réalisation des composites considérés sur la réponse mécanique des efforts de natures différentes.

# **CHAPITRE III**

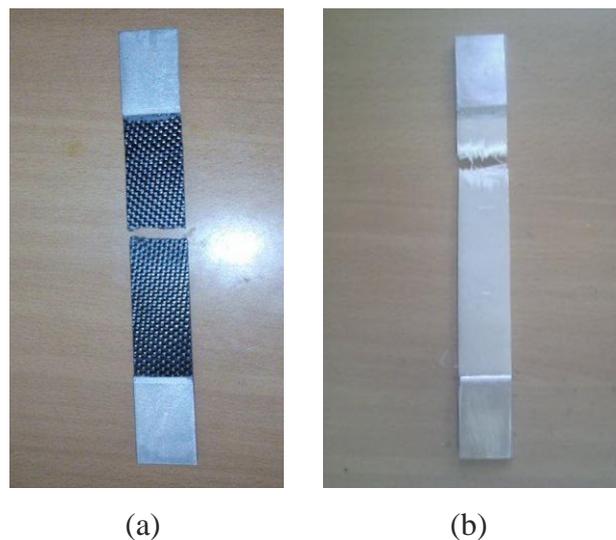
## **Résultats et discussions**

### III.1. Introduction

Après avoir respecté les normes en vigueur dans le domaine de l'aéronautique dans nos investigations, nous allons exposer et discuter dans ce chapitre, les conditions de réalisation des composites considérés sur la réponse mécanique des efforts de natures différentes. Les observations en microscopie électronique à balayage nous permettront de voir le mode rupture présent selon la nature de l'effort appliqué.

### III.2. Comportement en traction des éprouvettes élaborées

La figure III.1 présente l'aspect macroscopique des éprouvettes après l'essai de traction. Les éprouvettes en fibres de carbone taffetas et verre en satin montrent une cassure franche correspondant à un mode de rupture par cisaillement, les mécanismes de rupture sont liés à la distribution et la concentration des contraintes au cours de sollicitation mécanique



**Figure III.1 :** Zone de rupture de l'éprouvette de traction.

(a) : éprouvette carbone/époxy après rupture. (b) : éprouvette verre/époxy après rupture.

Les courbes contraintes-déformations des stratifiés à base de fibres de verre et fibres de carbone sont représentées respectivement par les figures III.2, III.3. Ces courbes permettent de calculer le module de Young, la contrainte et l'allongement à la rupture. Ces paramètres sont présentés au tableau III.1.

### 1) Essais de traction sur les éprouvettes de verre

Les trois essais normalisés de traction montrent se superposent parfaitement. Cette convergence de résultats explique l'homogénéité et la qualité des plaques réalisées par le procédé de moulage sous vide.

Les différentes éprouvettes étudiées ont un comportement similaire, une quasi linéarité jusqu'à rupture, traduisant la nature purement fragile et le comportement viscoélastique de ces derniers. Cependant, en se plastifiant, cette linéarité n'est pas. Cette opération est faite dans une durée de 105 secondes.

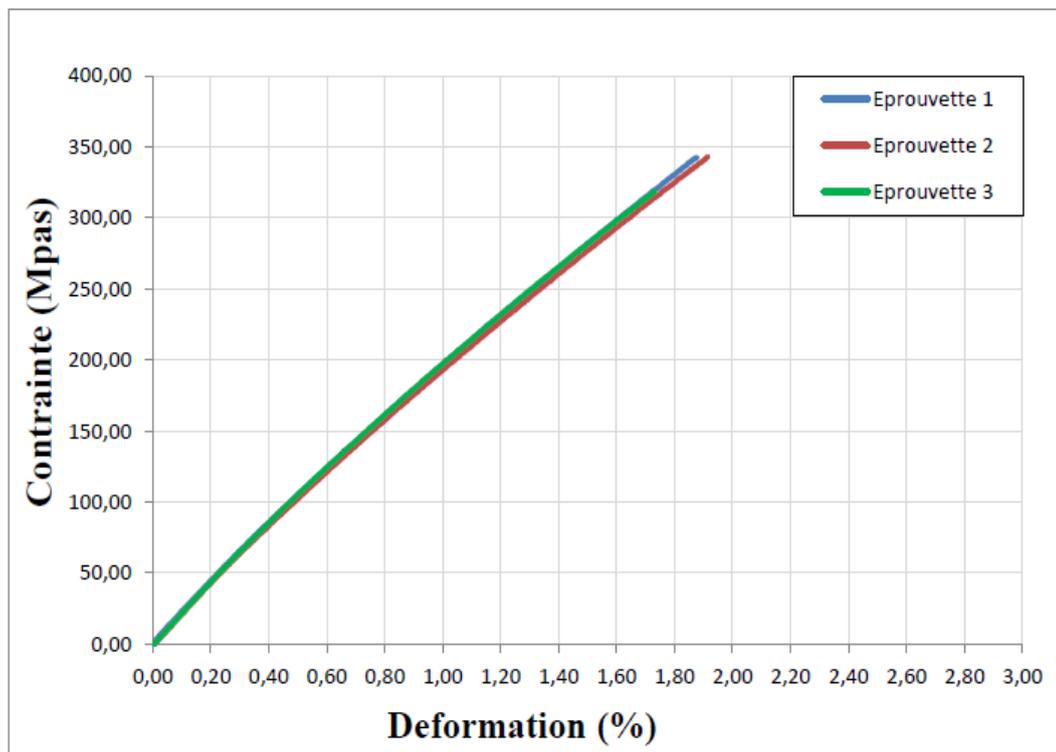
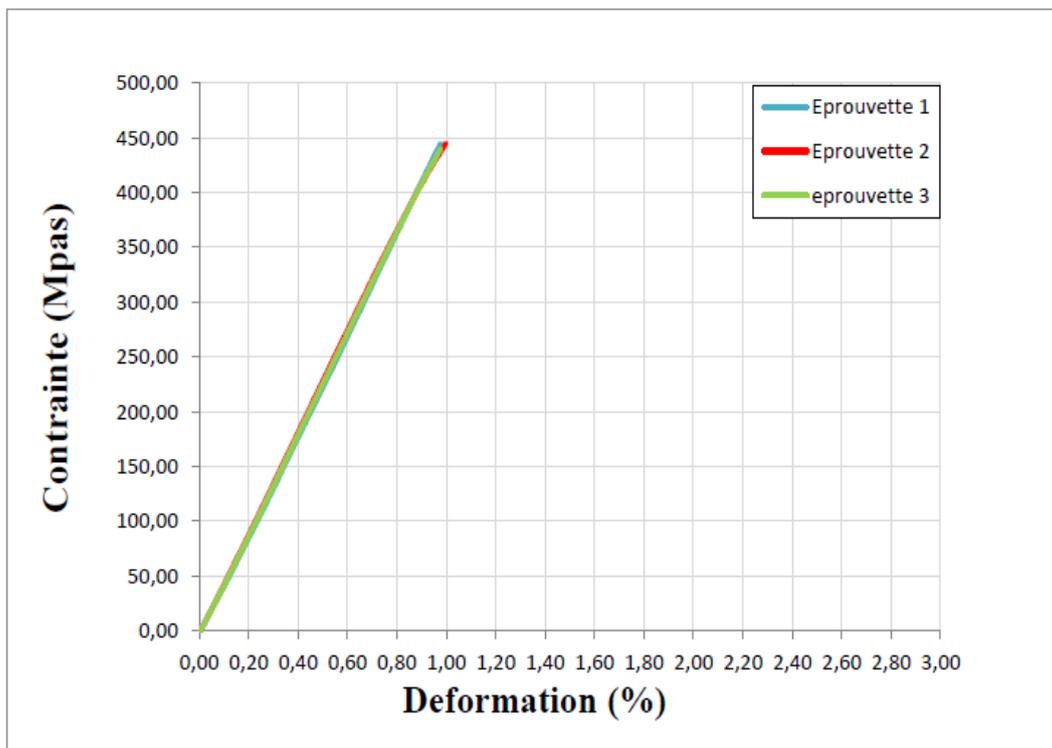


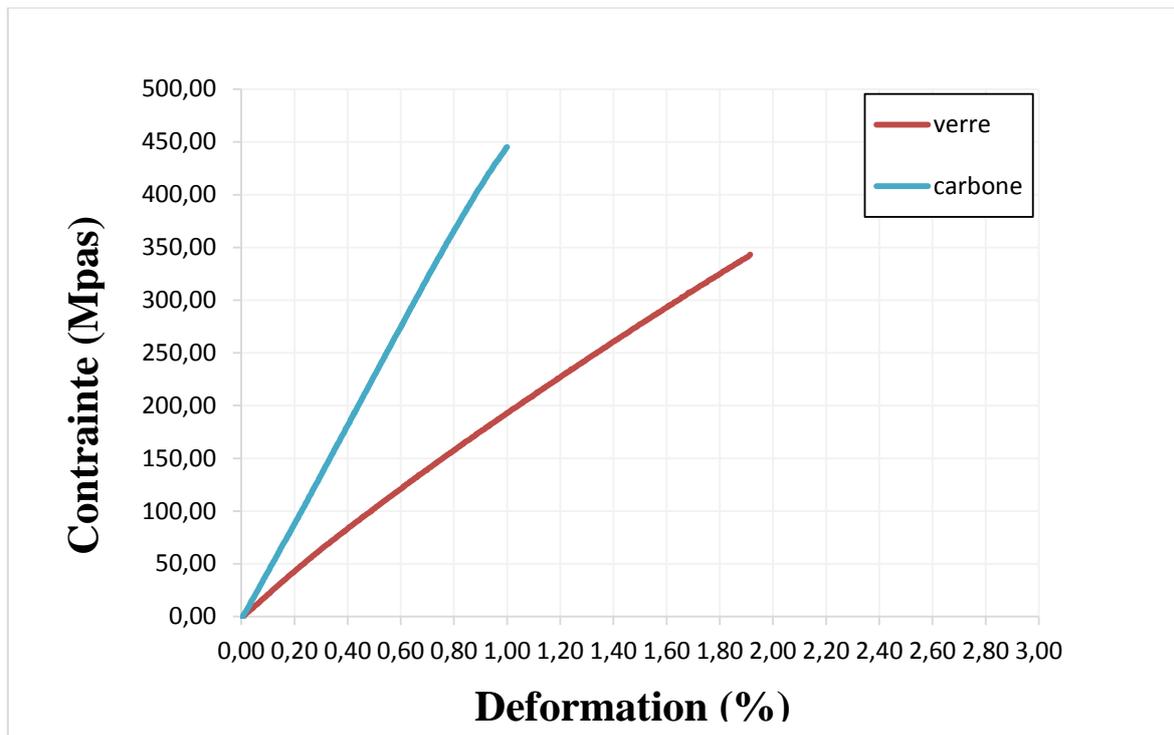
Figure III.2 : Comportement à la traction des composite à base de fibres de verre.

## 2) Essais de traction sur les éprouvettes de fibres en carbone

Les courbes de traction sur les éprouvettes de fibres en carbone (**Figure III.3**) correspondent un comportement purement linéaire (les trois courbes sont superposées). Dans l'intervalle des contraintes de 0 à 450 MPa, la déformation atteint un maximum de 1%, ce qui montre la fragilité élevée de ces fibres de carbone relativement aux fibres de verre utilisées.



**Figure III.3:** Comportement à la traction des composite à base de fibres de carbone



**Figure III.4 :** Comparaison de comportement à la traction des composite à base de fibres de verre, carbone

**Tableau III.1 :** Tableau des caractéristiques mécaniques en traction des deux stratifiés.

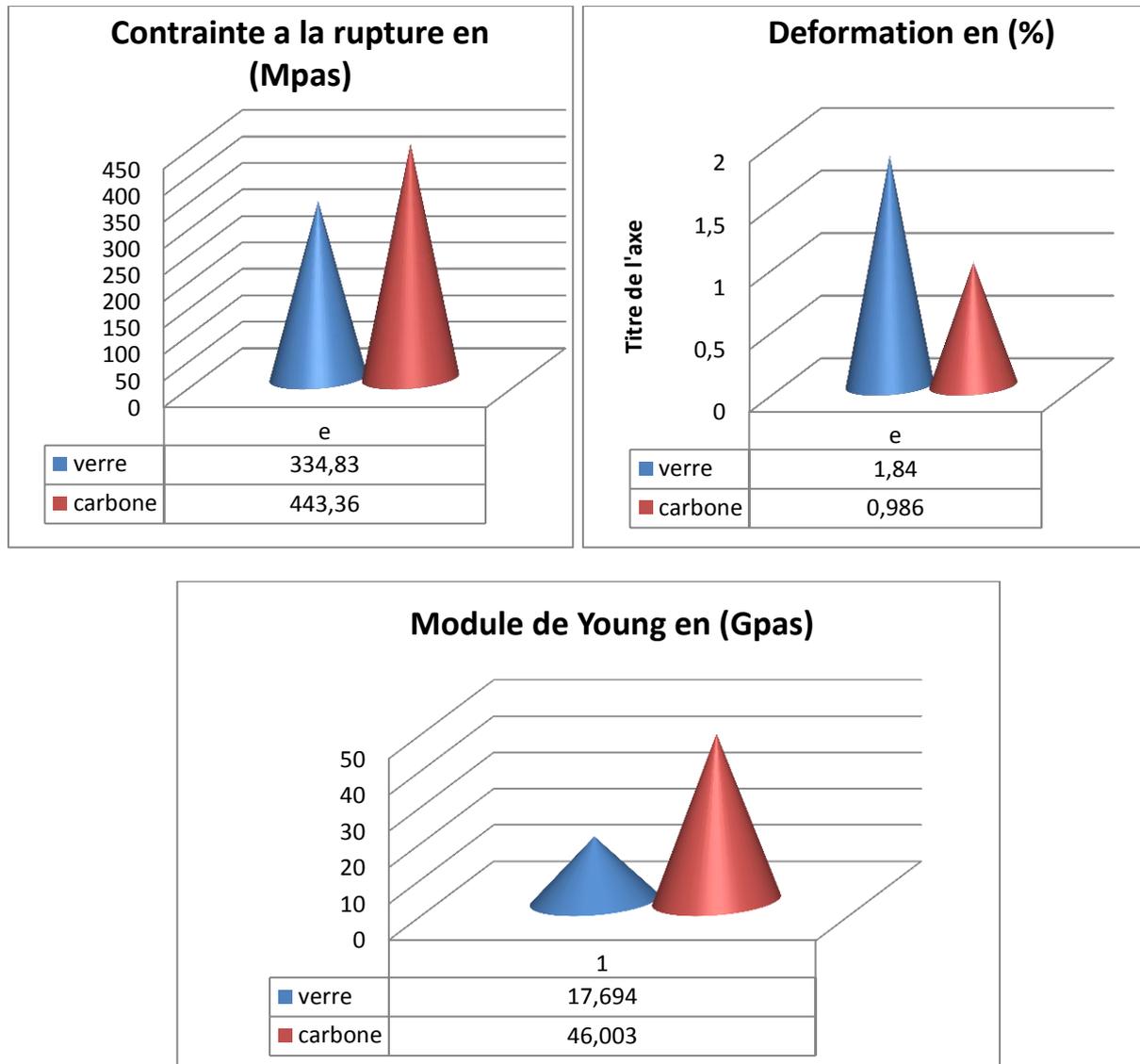
	Verre /époxy			Carbone/époxy		
	$\epsilon_{rup}(\%)$	$\bar{\sigma}_{rup}(\text{Mpas})$	E (GPas)	$\epsilon_{rup}(\%)$	$\bar{\sigma}_{rup}(\text{Mpas})$	E (GPas)
Eprouvette1	1,88	342,57	18,232	0,98	444,76	46,236
Eprouvette2	1,91	343,21	17,706	1,00	445,19	45,777
Eprouvette3	1,73	318,71	17,986	0,98	440,12	45,998
Moyenne	<b>1,84</b>	<b>334,83</b>	<b>17,694</b>	<b>0,986</b>	<b>443,36</b>	<b>46,003</b>

La limite de déformation maximale en traction pour les renforts, est de 1,91%. Cette valeur correspond à la limite élastique des composites à base de fibres de verre.

La plus grande valeur de la contrainte à la rupture est celle des stratifiés à base de fibres de carbone.

Le stratifié à base de fibre de carbone se distinguent par un module de Young plus élevé, tandis que la plaque élaborée à base de fibre de verre sont caractérisées par un module d'élasticité inférieurs.

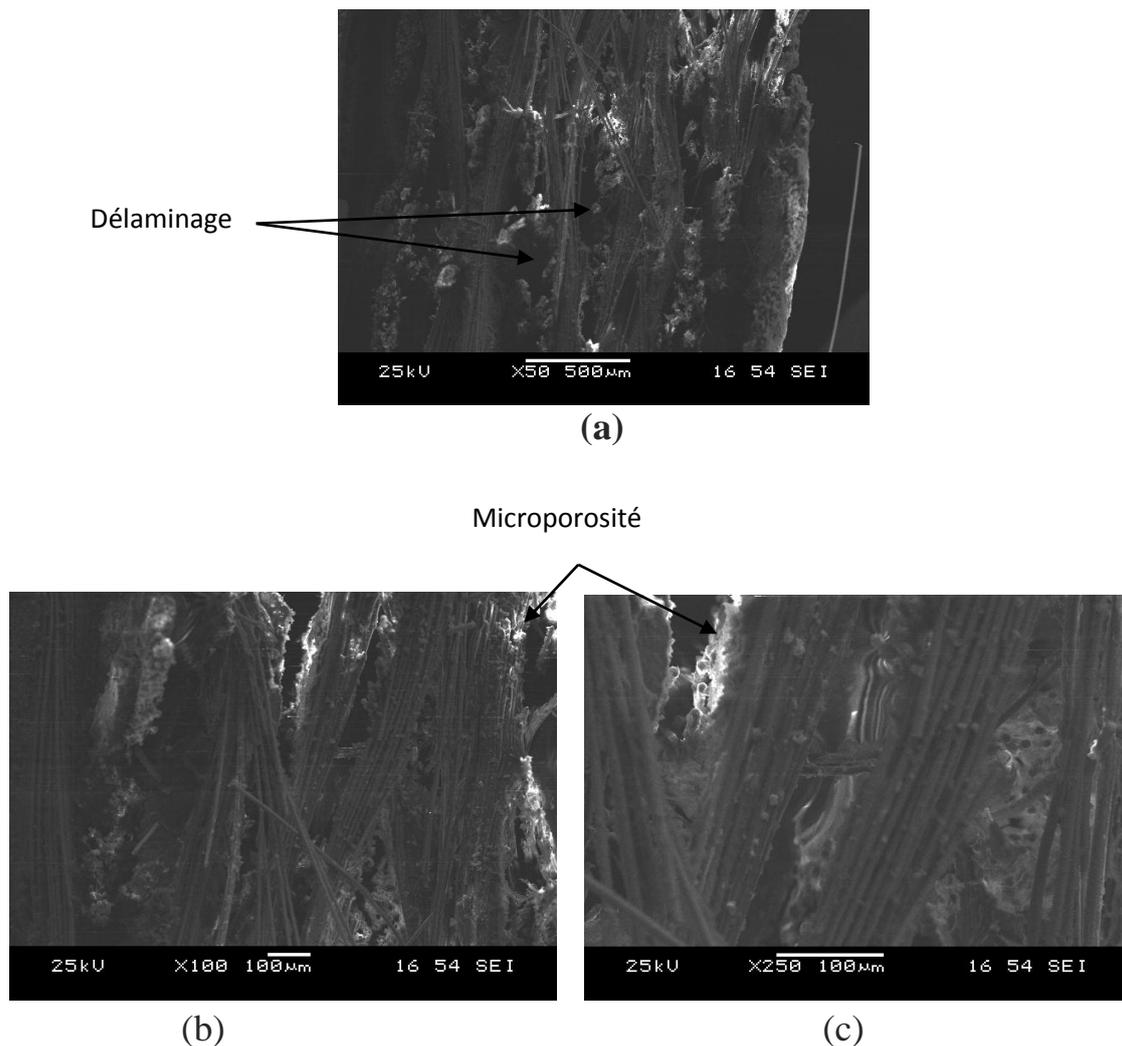
La Figure III.5 représente un histogramme de comparaison entre les paramètres de traction (déformation, contrainte et Module de Young), des deux types de plaques



**Figure III.5 :** Histogrammes de comparaison entre les paramètres de traction pour les deux types de stratifié

### 3) Aspect du faciès de rupture du stratifié verre/époxy après rupture

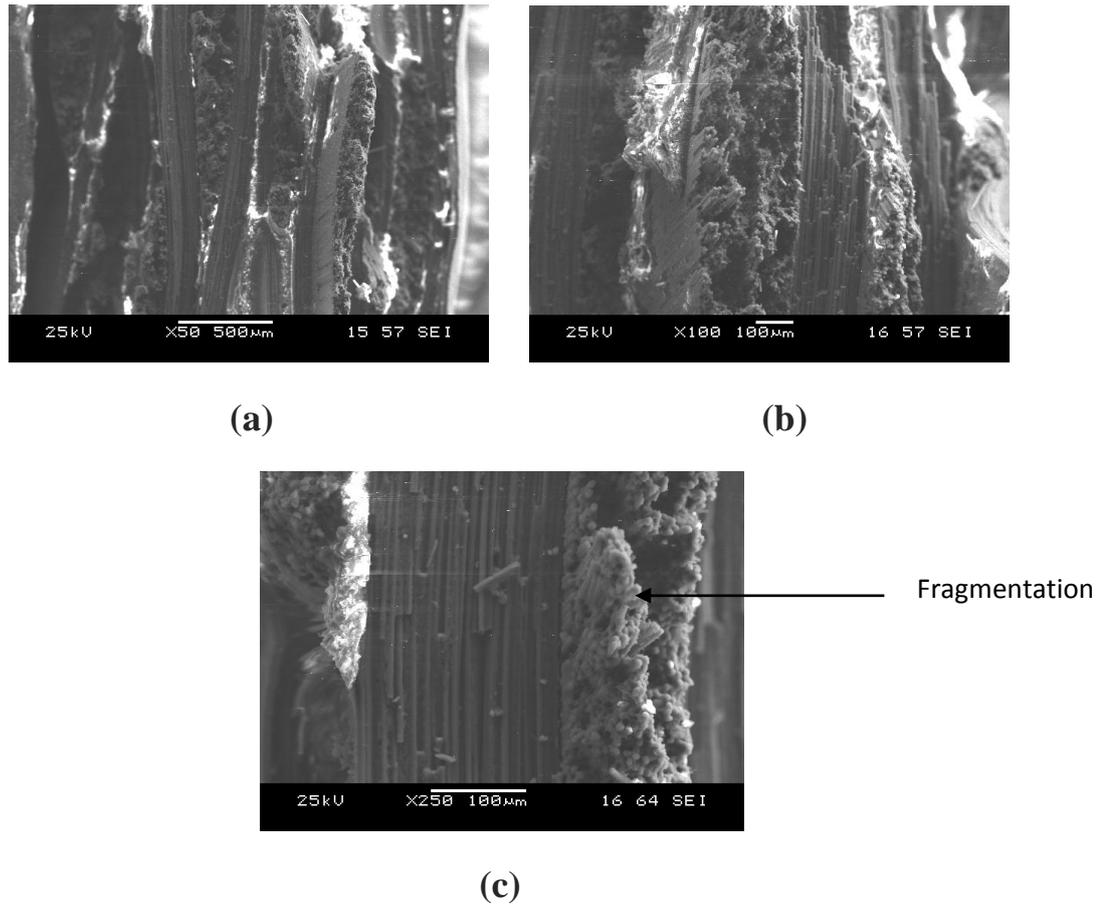
La rupture a été précédé de la séparation des microfibrilles, le produit d'ensimage n'a pas été assez puissant pour que les fibres restent liées. Nous observons aux forts grossissements la décohésion entre les fibres (plis) correspondant au phénomène de délaminage et que les fibres sont séparées de la matrice (figure III.6.a). Notons cependant, que les fibres de carbone sont fragmentées à des endroits différents dans la matrice. En présence de microporosités, la rupture des fibres se fait dans le sens longitudinal (figure .6.III.b et figure III.6.c).



**Figure III.6:** Aspect du faciès de rupture du stratifié (verre/époxy) en électron secondaire.

#### 4) Echantillon du stratifié carbone/époxy après rupture

Contrairement au stratifié verre/époxy, le faciès de rupture carbone/époxy montre un état qui semble correspondre à un phénomène où les microfibrilles se sont cassées dans le même endroit (figure III.7). Selon l'orientation des fibres, la fragmentation des fibres de carbone est sérieusement marquée.



**Figure III.7 :** Observation au MEB de la rupture des stratifiés carbone/époxy).

### III.3. Comportement à la flexion

L'aspect macroscopique des éprouvettes de flexion est donné par la figure III.8. Les résultats des tests de flexion sont représentés sous forme de diagramme de la force en fonction du déplacement (figure III.9).



Figure III.8 : Zone de rupture de l'éprouvette de flexion.

#### 1) Essai de flexion sur les éprouvettes de verre

Nous constatons que le comportement des éprouvettes à base de fibres de verre est quasiment linéaire, le comportement est toujours de type fragile. Les tableaux III.2, III.3 représente les valeurs des dimensions et les paramètres mesurés et calculés pour chaque éprouvette.

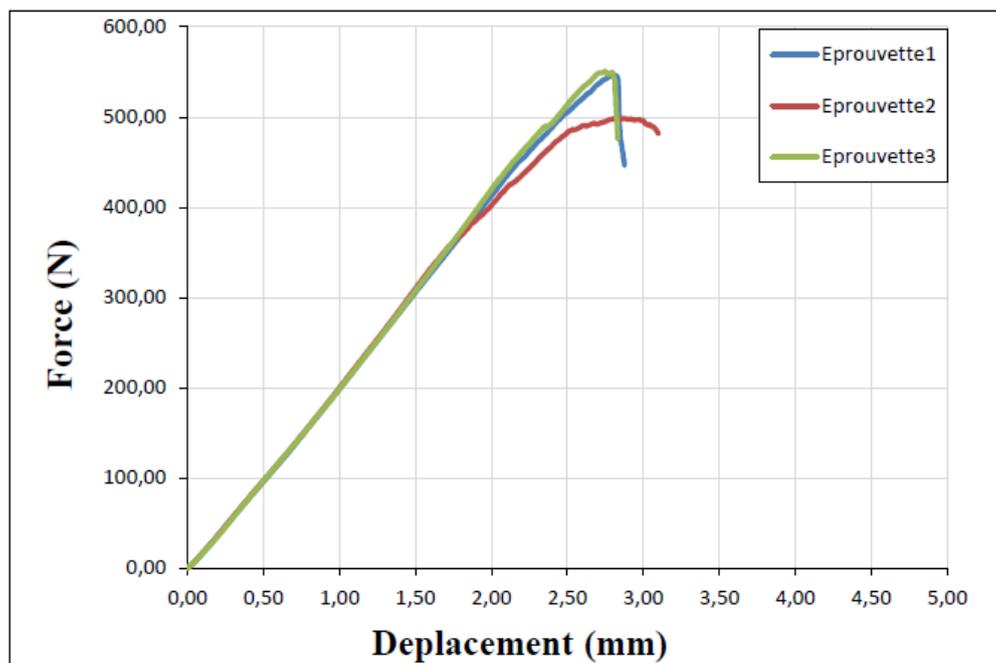


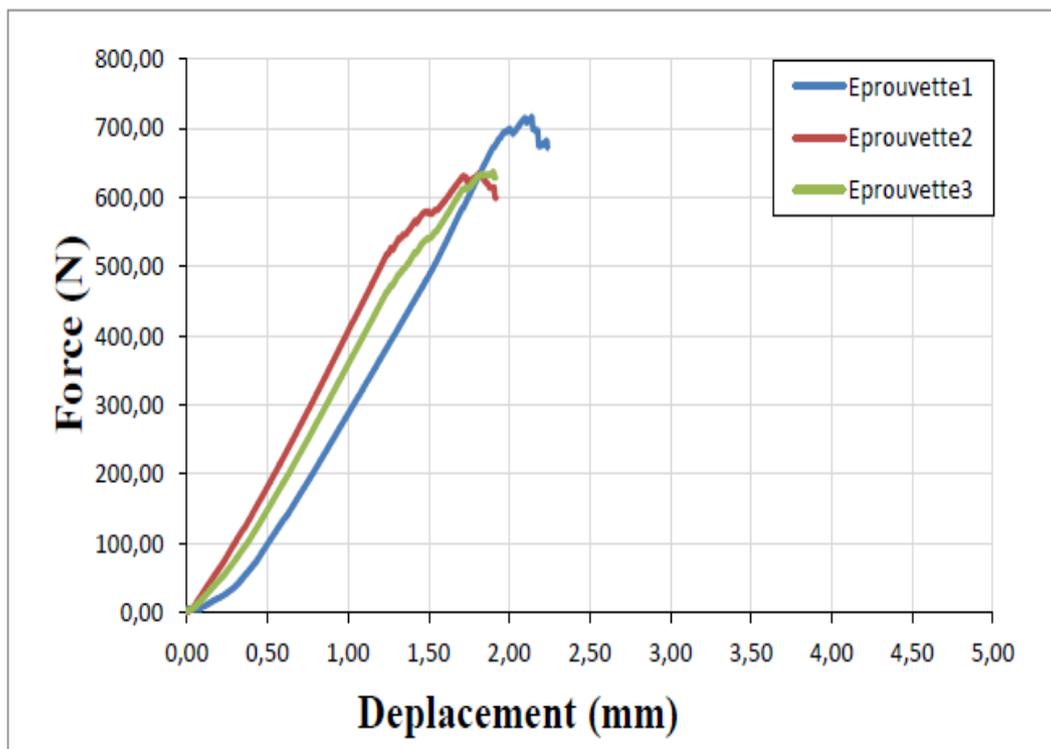
Figure III.9 : Comportement à la flexion des composite à base de fibres de verre

**Tableau III.2** : Tableau représentatif des résultats de l'essai de flexion de composite verre/époxy.

	Epaisseur e(mm)	Largeur b(mm)	Fleche Y(mm)	Force F(N)	$\bar{\sigma}_f$ (Mpas)	$E_f$ (Gpas)
Eprouvette1	1,9	15	2,88	446,22	420.23	14.79726
Eprouvette2	1,9	15	3,10	481,18	453.19	14.82418
Eprouvette3	1,9	15	2,83	475,22	447.58	16.03736
moyenne	<b>1,9</b>	<b>15</b>	<b>2,93</b>	<b>467,54</b>	<b>440.33</b>	<b>15.21960</b>

## 2) Essais de flexion sur les éprouvettes de carbone

Les courbes obtenues sur stratifiés à base de fibres de carbone mettent en évidence une non-linéarité très prononcée. Cette non-linéarité peut être attribuée à un écoulement irréversible de la matrice (déformation plastique), soit à la formation d'endommagements au sein du matériau. La rupture des éprouvettes se produit pour des faibles valeurs de déformation.

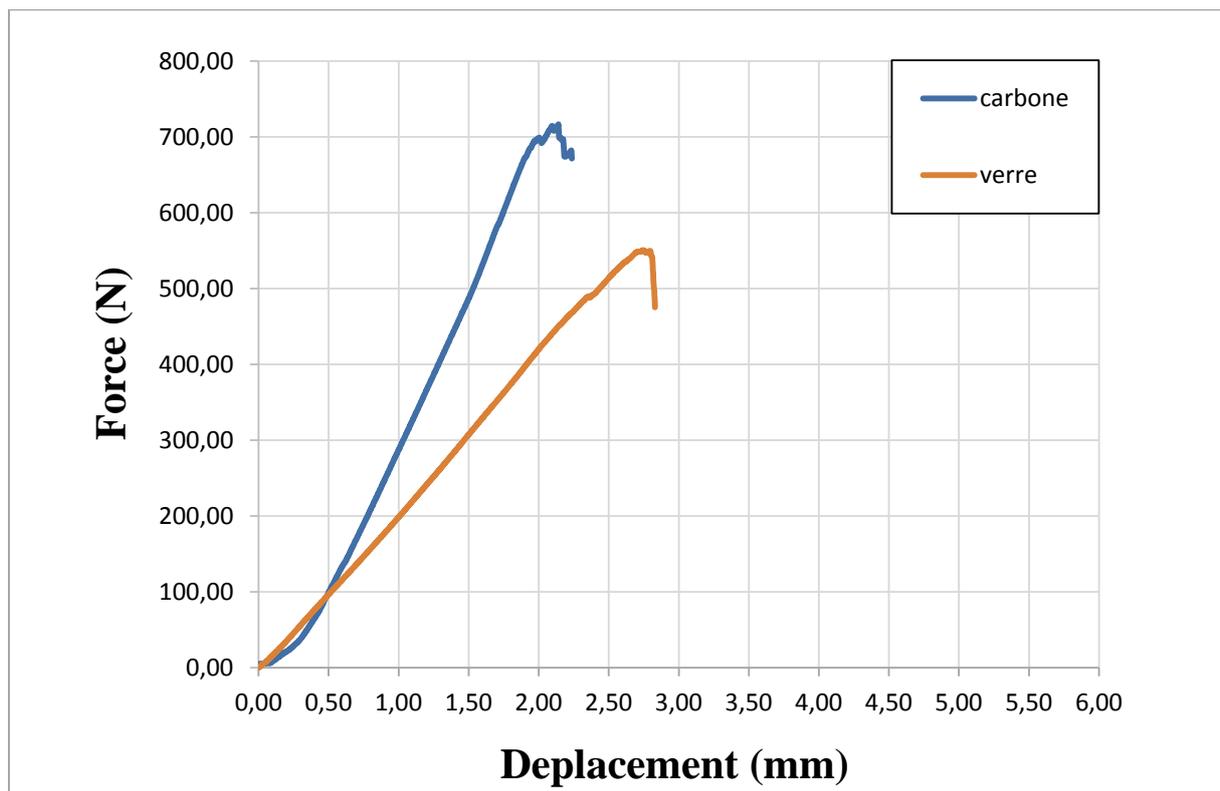
**Figure III.10** : Comportement à la flexion des composite à base de fibres de carbone.

Le tableau III.3 représente les valeurs des dimensions et les paramètres mesurés et calculés pour chaque éprouvette.

**Tableau III.3 :** Tableau représentatif des résultats de l'essai de flexion de composite carbone/époxy.

	Epaisseur e(mm)	Largeur b(mm)	Fleche Y(mm)	Force F(N)	$\bar{\sigma}_f$ (Mpas)	$E_f$ (Gpas)
Eprouvette1	2,16	15	2,24	671,37	489.25	19.48221
Eprouvette2	2,16	15	1,92	599,40	436.80	20.29270
Eprouvette3	2,16	15	1,92	629,14	458.48	21.29954
moyenne	<b>2,16</b>	<b>15</b>	<b>2,03</b>	<b>633,30</b>	<b>461.51</b>	<b>20.35815</b>

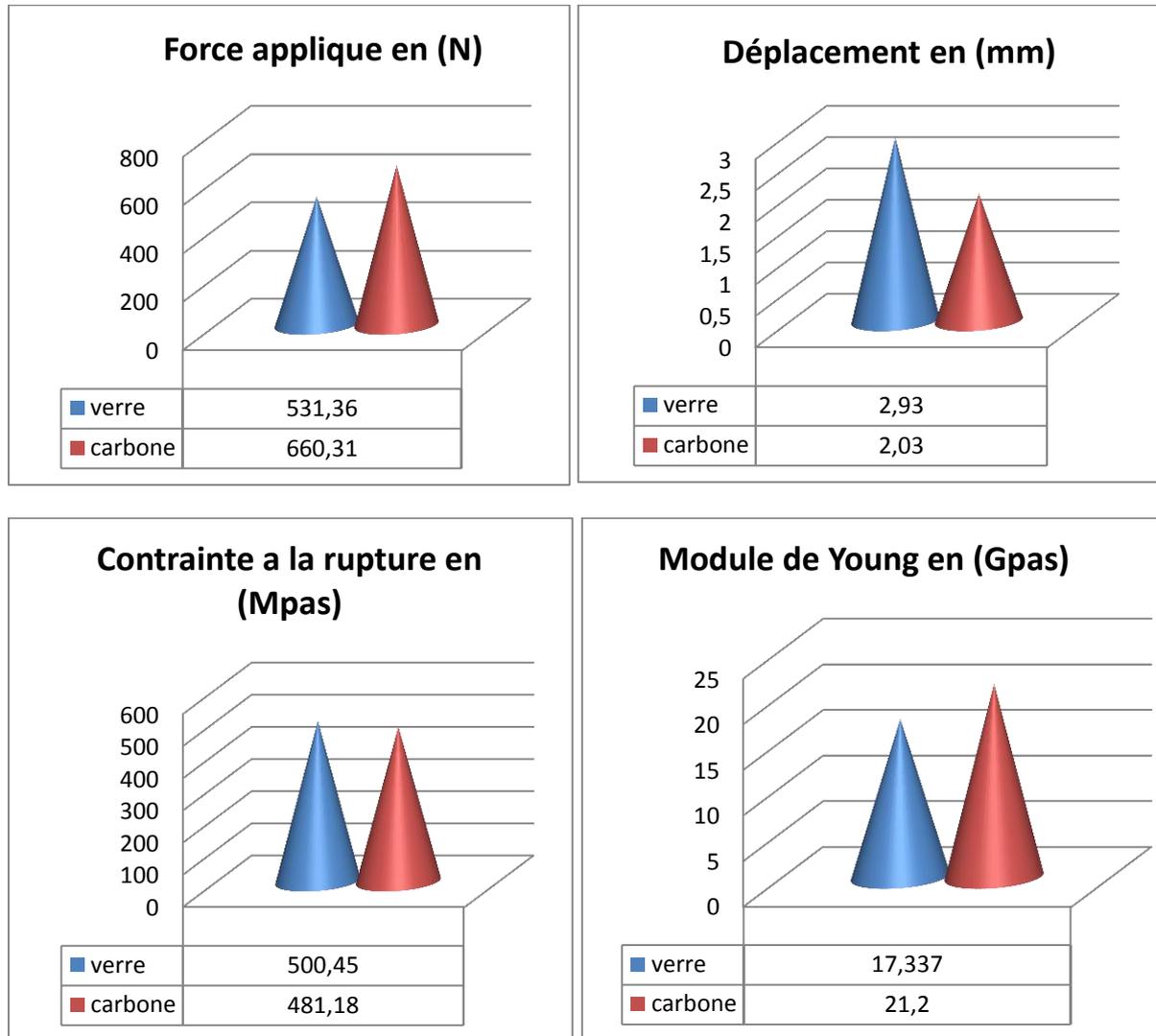
Nous venons de voir que la plus grande valeur de la charge de rupture est celle des stratifiés à base de fibres de carbone et les courbes obtenues de ce renfort sont des droites, ce qui montre la fragilité de ces éprouvettes sur un intervalle de déplacement très court par rapport au domaine des éprouvettes à base de fibres de verre.



**Figure III.11 :** Comparaison de comportement à la flexion des composite à base de fibres de verre, carbone.

Dans la Figure III.12, nous proposons un histogramme comparatif entre les paramètres mesurés

(Déplacements et forces de flexion), et entre les paramètres calculés (contraintes et modules de Young).



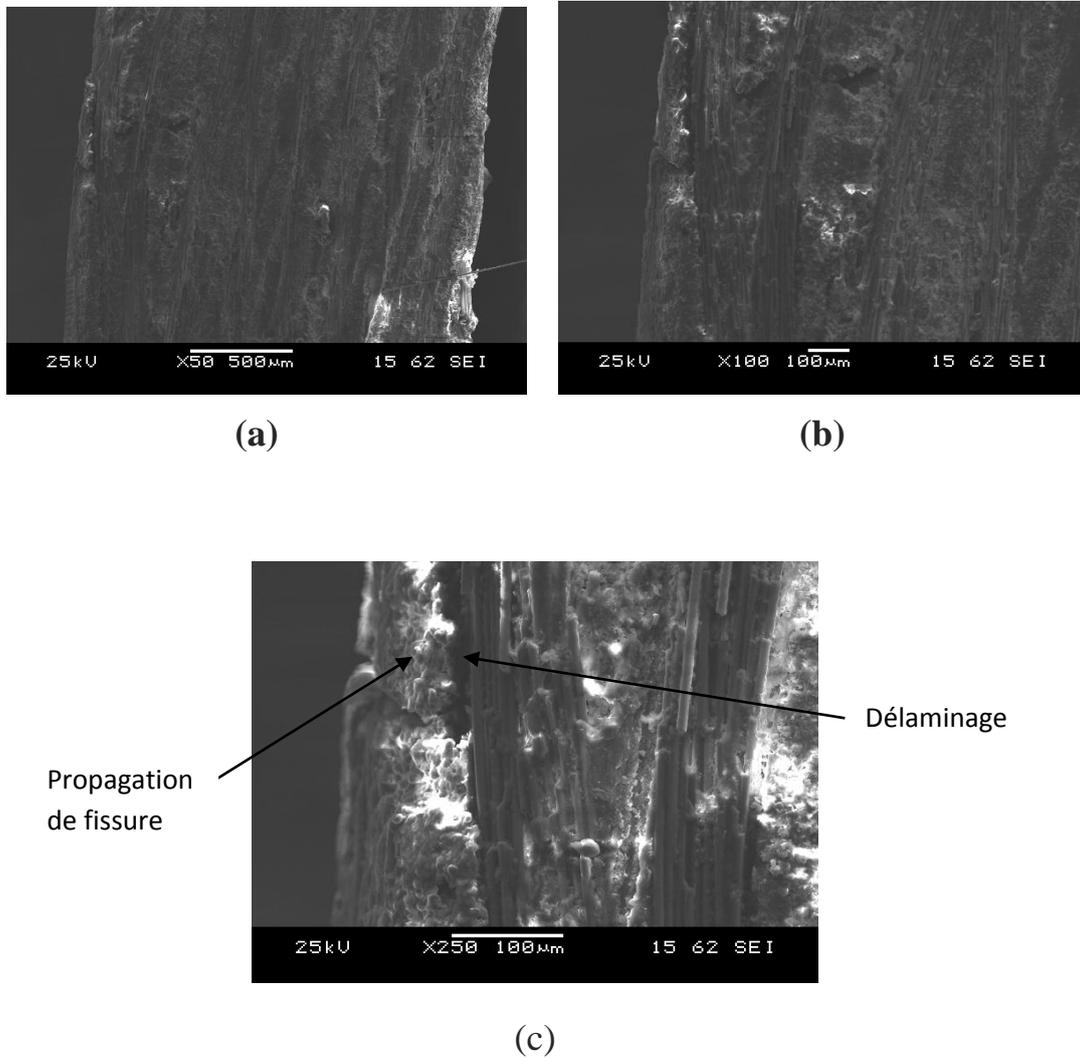
**Figure III.12 :** Histogrammes comparatifs des paramètres de flexion des fibres.

Ces histogrammes montrent que les courbes des fibres verre et carbone présentent des Contrainte à la rupture de même ordre. Par contre, la force de flexion  $F$  varie considérablement d'une fibre à l'autre.

La singularité de la fibre de verre marquée par un déplacement très réduit est complètement linéaire, avec un module de Young de l'ordre de 17,337 Gpas .

### 3) Echantillon du stratifié verre/époxy après rupture

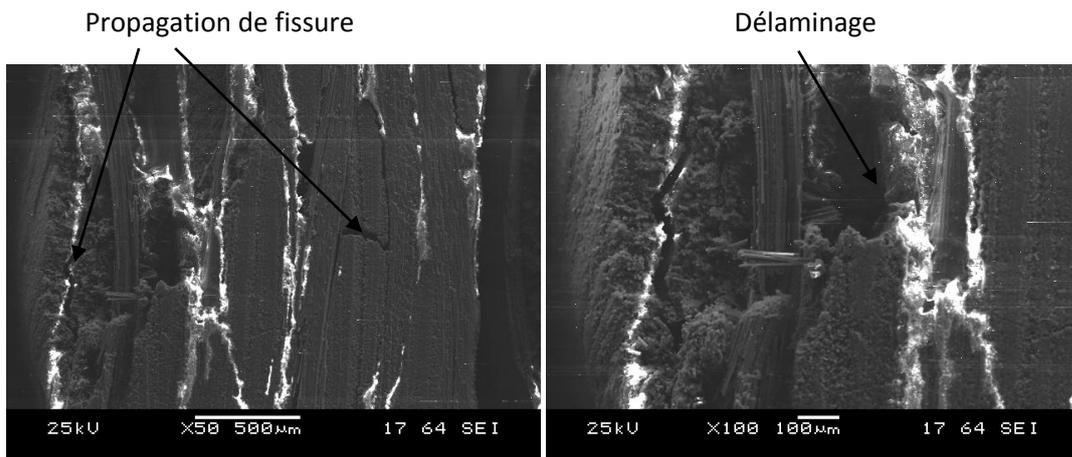
L'aspect du faciès de rupture du composite verre/époxy (figure III.13) montre une **propagation de fissure** très marquée des fibres orientées parallèlement au sens de flexion et un important **délaminage** aboutissant à la séparation entre les couches.



**Figure III.13 :** Faciès de rupture de stratifié verre/époxy (électrons secondaires).

#### 4) Echantillon du stratifié carbone/époxy après rupture

Sous l'effet des sollicitations en flexion le comportement du stratifié carbone/époxy semble correspondre au même comportement que dans la traction. Une propagation de fissures est observée dans le sens de l'application de la charge avec un délaminage moins prononcé, une fragmentation des fibres au début du profil de la fissure. La densité des microporosités est plus marquée que dans le cas du stratifié verre/époxy.



(a) (b)

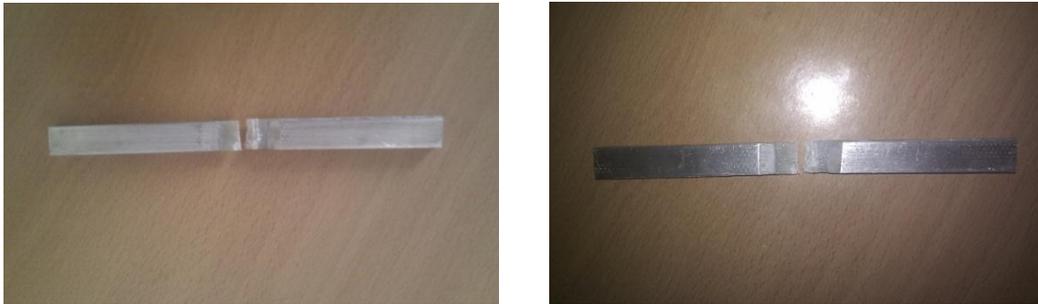


(c)

**Figure III.14 :** Facies de rupture du stratifié (carbone/époxy) en électron secondaire.

### III.4.comportement à la compression

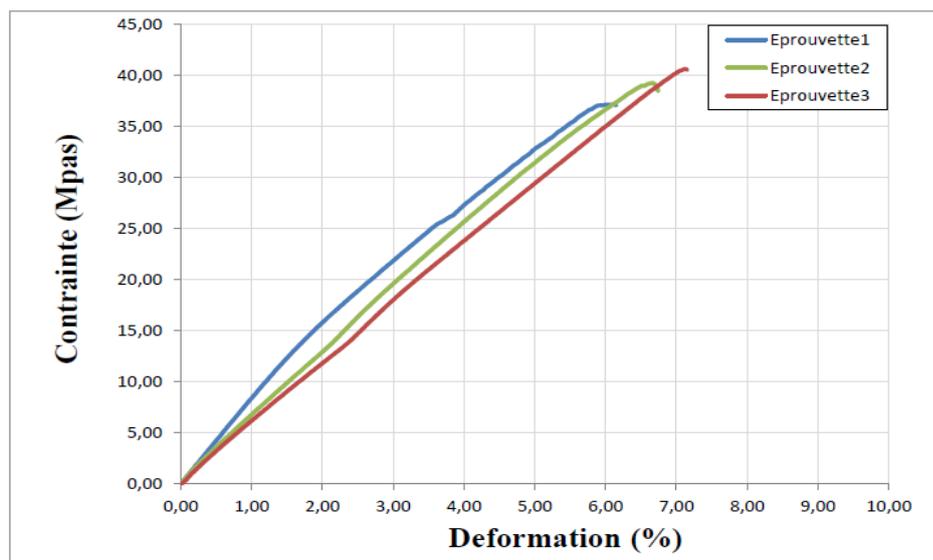
La figure (III.15) montre l'aspect des éprouvettes après rupture par test de compression. Les résultats des essais de compression sont présentés sous forme de courbe de contrainte en fonction de la déformation (figure III.17 et figure II.18).



**Figure III.15 :** Zone de rupture des éprouvettes de compression.

#### 1) Essais de compression sur les éprouvettes du composite verre/époxy

Les courbes du stratifié verre/époxy sous l'effet des sollicitations de compression semble correspondre à un comportement linéaire aboutissant à une rupture fragile (figure III.16). La déformation augmente jusqu'à une valeur moyenne de 7.15 % pour une contrainte moyenne de 40 MPa.

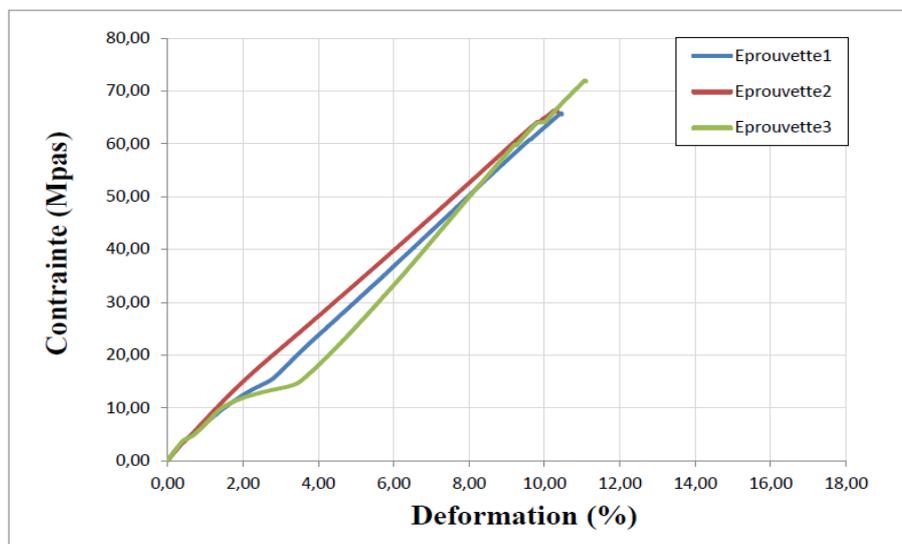


**Figure III.16 :** Comportement à la compression des composite à base de fibres de verre.

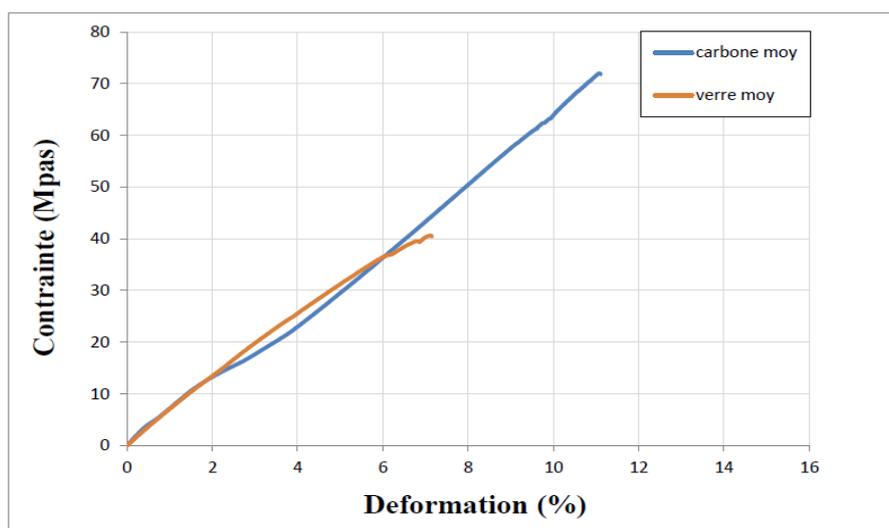
## 2) Essais de compression sur les éprouvettes de carbone

La courbe relative au 2ème essai est quasi-linéaire ; comportement normal jusqu'à la rupture. Cependant, les courbes des premiers et troisièmes essais présentent une hétérogénéité du comportement pour une contrainte avoisinant 15MPa. Ce comportement peut être dû au problème d'alignement et/ou mauvais serrage des mors de la machine.

Notons que la contrainte maximale des échantillons à base de fibres de carbone est presque deux fois plus importante que celle des échantillons à base de fibres de verre.



**Figure III.17:** Comportement à la compression des composites à base de fibres de carbone.

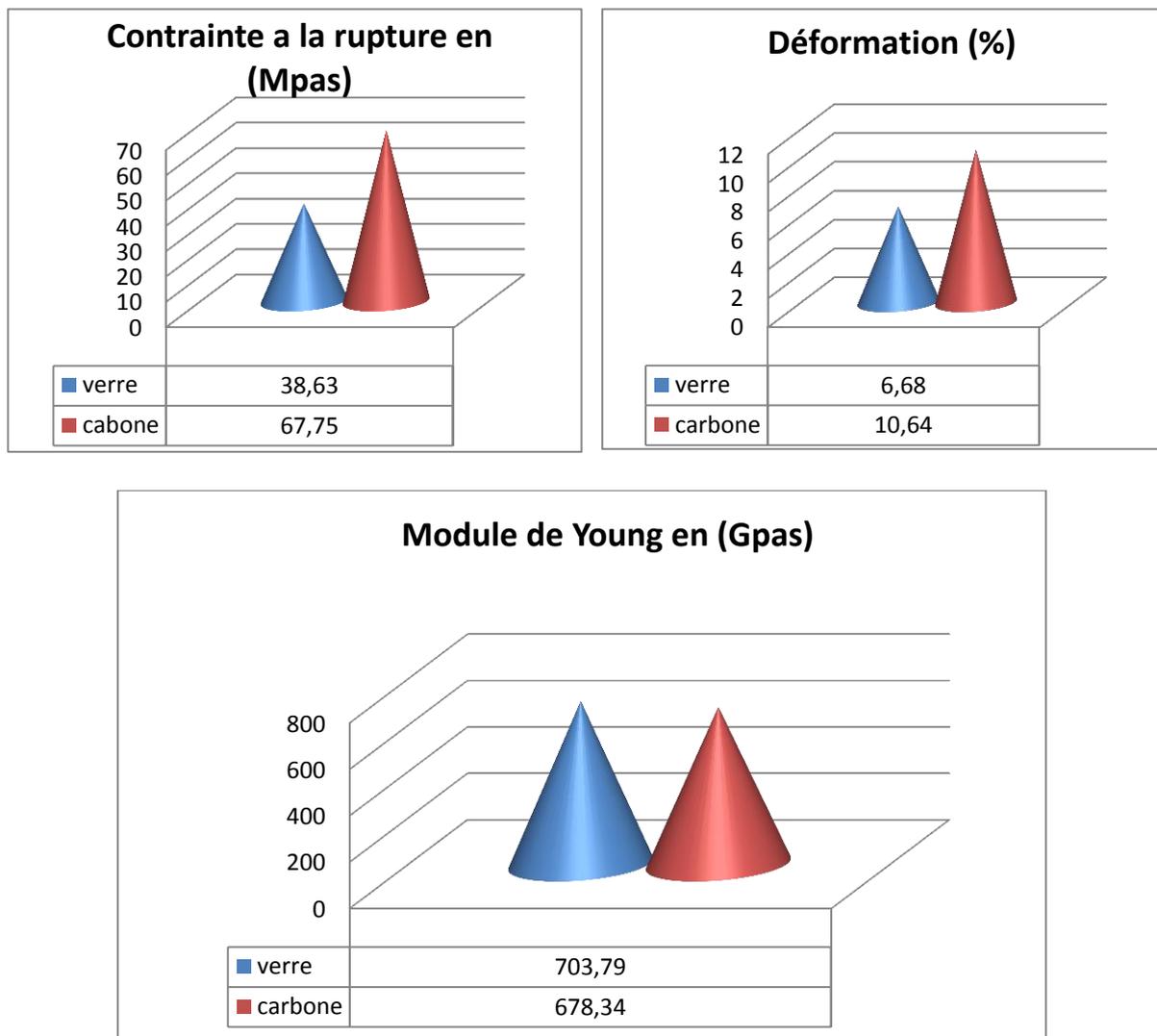


**Figure III.18 :** Comparaison de comportement à la compression des composite à base de fibres de verre, carbone.

**Tableau III.4 :** Tableau des caractéristiques mécaniques en compression des deux stratifiés.

	Verre /époxy			Carbone/époxy		
	$\epsilon_{rup}(\%)$	$\sigma_{rup}(Mpas)$	E (MPas)	$\epsilon_{rup}(\%)$	$\sigma_{rup}(Mpas)$	E(MPas)
Eprouvette1	6.15	37.05	837.89	10.46	65.50	650.28
Eprouvette2	6.74	38.46	661.02	10.35	66.00	751.65
Eprouvette3	7.15	40.39	612.48	11.11	71.75	633.10
Moyenne	<b>6.68</b>	<b>38.63</b>	<b>703.79</b>	<b>10.64</b>	<b>67.75</b>	<b>678.34</b>

La Figure III.19 représente un histogramme de comparaison entre les paramètres de traction (déformation, contrainte et Module de Young), des deux types de plaques



**Figure III.19:** Histogramme de comparaison entre les paramètres de traction pour les deux types de stratifié

### III.5. Résultats du test de fluage

Les courbes de fluage donnant la déformation en fonction du temps sont représentées par les figure III.20 et figure III.21. Le phénomène de fluage provoque la rupture de l'éprouvette à base de fibres de verre après 2,4 min (0.04 h). Notons que la courbe ne présente pas la phase du régime tertiaire, sachant que les matériaux composites sont des matériaux fragiles, mais ce sont les régimes primaire et secondaire qui présentent généralement un intérêt.

#### 1) Essai de fluage sur les éprouvettes de verre

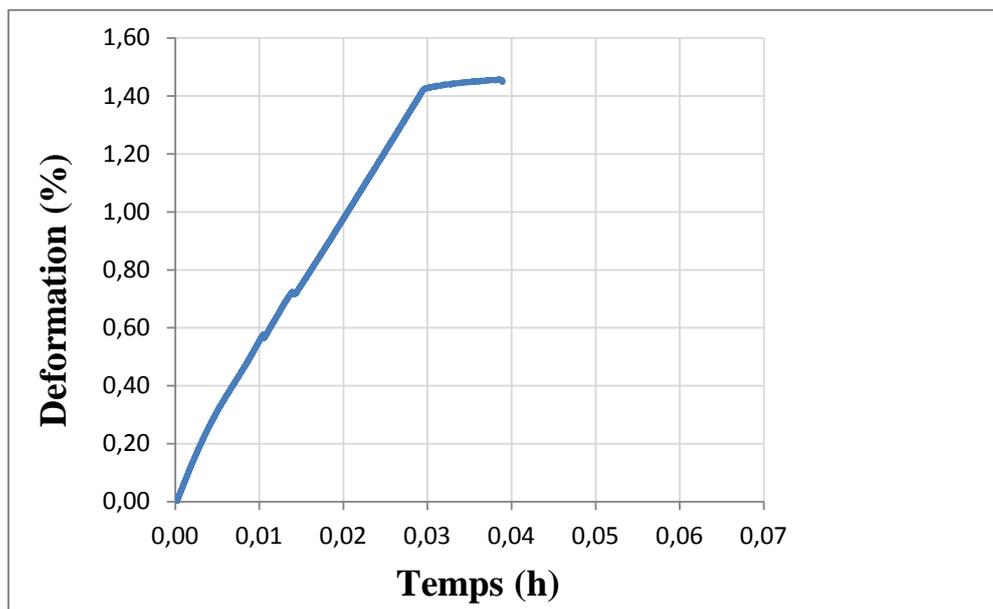
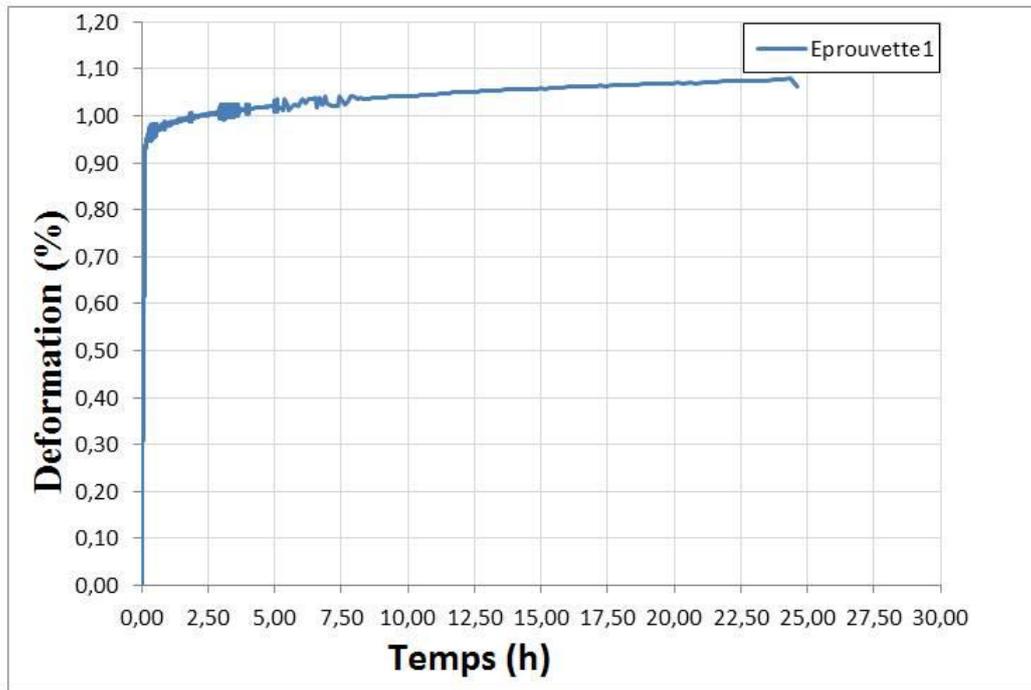


Figure III.20 : Comportement au fluage des composite à base de fibres de verre.

#### 2) Essais de fluage sur les éprouvettes de carbone

Nous remarquons que la courbe de fluage sur éprouvette carbone/époxy ne présente pas la phase du régime tertiaire due à la fragilité de ces matériaux. Cependant, la durée de vie pour les fibres de carbone est de 24 heures, correspondant à un rapport de 400 fois par rapport aux fibres de verre.



**Figure III.21 :** Comportement au fluage du composite à base de fibres de carbone.

### III.6. Résultats des tests de fatigue

On applique pour l'essai de fatigue une contrainte cyclique égale à 80% de la contrainte max à la rupture. On utilise le même appareillage et les mêmes éprouvettes utilisées pour l'essai de traction.

Nous constatons que l'éprouvette à base de fibres de verre résiste en fatigue pour une durée moyenne d'environ 43 minutes (figure III.22). La rupture de l'éprouvette à 80% de la contrainte max correspond 30 cycles avec un comportement. Le comportement de l'éprouvette à base de fibres de carbone est linéaire, elle garde les mêmes caractéristiques mécaniques jusqu'à 40 cycles pour une durée moyenne de 56 minutes (figure III.23).

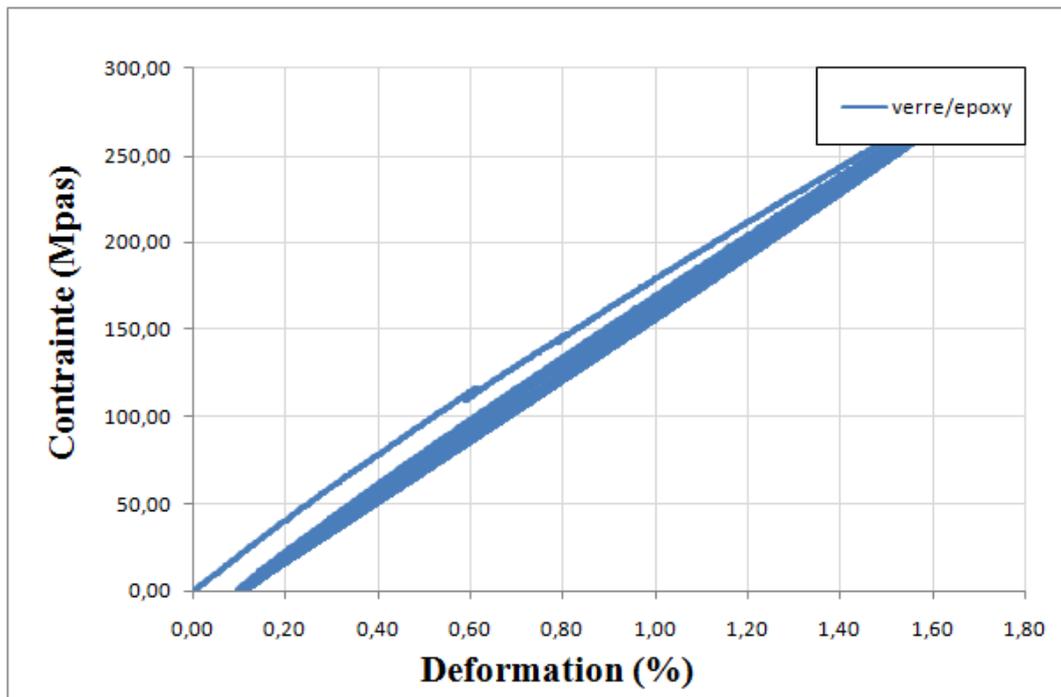


Figure III.22 : Comportement à la fatigue des composite à base de fibres de verre.

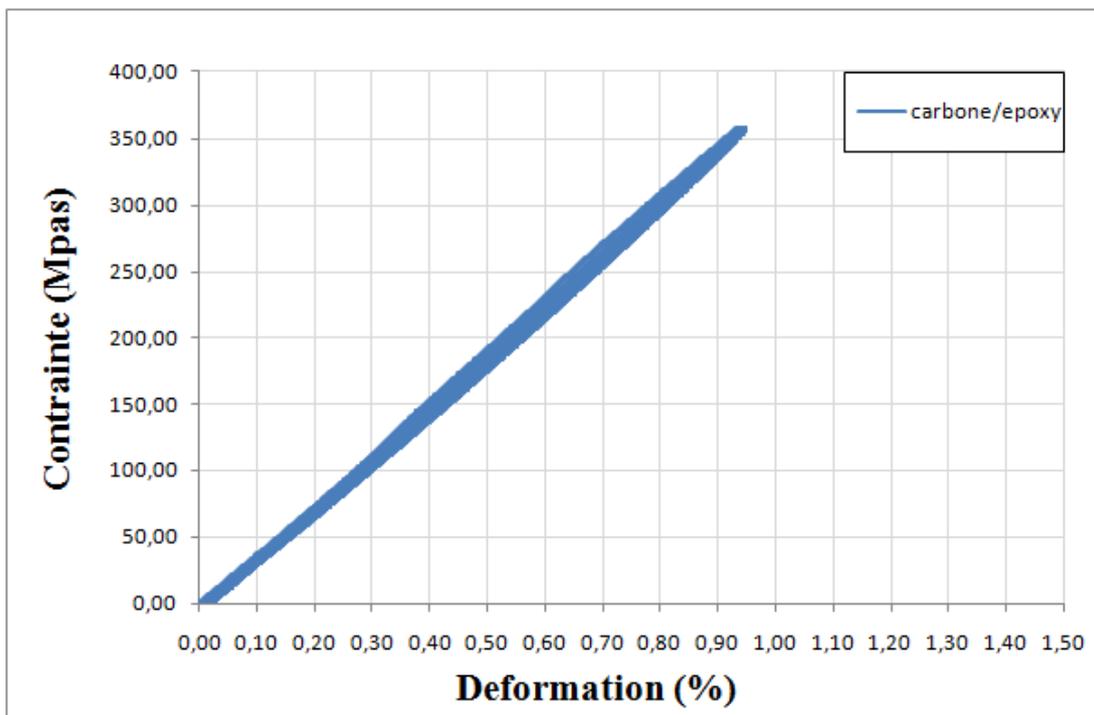


Figure III.23 : Comportement à la fatigue des composite à base de fibres de carbone.

### III.7.Opération de calcination

#### III.7.1.Calcul de la fraction massique

##### 1-Composite verre/époxy

$A_1$  : poids du composite verre/époxy avant calcination 1.6557g

$B_1$  : poids du composite verre/époxy après calcination 1.1348g

$C_1$  : poids de la résine calciné 0.5209g

$$M_f = \frac{B_1}{A_1} * 100\% \longrightarrow M_{f1} = \frac{1.1348}{1.6557} * 100\%$$

$$M_{f1} = 68.5390\%$$

$$M_{m1} = 100 - M_{f1} \longrightarrow M_{m1} = 100 - 68.5390$$

$$M_{m1} = 31.4610\%$$

##### 2-Composite carbone/époxy

$A_2$  : poids du composite verre/époxy avant calcination 1.4564g

$B_2$  : poids du composite verre/époxy après calcination 0.7134g

$C_2$  : poids de la résine calciné 0.7430g

$$M_f = \frac{B_2}{A_2} * 100\% \longrightarrow M_{f2} = \frac{0.7134}{1.4564} * 100\%$$

$$M_{f2} = 48.9838 \%$$

$$M_{m2} = 100 - M_{f2} \longrightarrow M_{m2} = 100 - 48.9838$$

$$M_{m2} = 51.0162\%$$

#### III.7.2.Calcul de la fraction volumique

##### 1-Composite verre/époxy

$\rho_{f1}$  = Masse volumique de fibre de verre 2600kg/m<sup>3</sup>

$\rho_m$  = Masse volumique de la résine époxy 1180kg/m<sup>3</sup>

$M_{f1}$  = Fraction massique de fibres de verre 68.5390%

$$V_{f1} = \frac{M_{f1} \cdot \rho_m}{\rho_{f1} - M_{f1} \cdot (\rho_{f1} - \rho_m)} * 100\% \longrightarrow V_{f1} = \frac{0.685390 \cdot 1180}{2600 - 0.685390 \cdot (2600 - 1180)}$$

$$V_{f1} = 49.716434\%$$

$$V_{m1} = 100 - V_{f1} \longrightarrow V_{m1} = 50.2836\%.$$

## 2-Composite carbone/époxy

$\rho_{f2}$  = Masse volumique de fibre de carbone 1750kg/m<sup>3</sup>

$\rho_m$  = Masse volumique de la résine époxy 1180kg/m<sup>3</sup>

$M_{f2}$  = Fraction massique de fibres de verre 48.9838%

$$V_{f2} = \frac{M_{f2} \cdot \rho_m}{\rho_{f2} - M_{f2} \cdot (\rho_{f2} - \rho_m)} * 100\% \longrightarrow V_{f2} = \frac{0.48983 \cdot 1180}{1750 - 0.48983 \cdot (1750 - 1180)} * 100\%$$

$$V_{f2} = 39.2983\%.$$

$$V_{m2} = 100 - V_{f2} \longrightarrow V_{m2} = 60.7017\%.$$

## III.8 Conclusion

A l'issu des résultats proposés dans ce chapitre, nous pouvons conclure que la reproductibilité des courbes des différents essais mécaniques dénote de l'homogénéité des plaques réalisées, aussi bien pour les composites carbone/époxy que verre/époxy. Le choix de tel ou tel composite dépendra des conditions réelles en service.

# **CHAPITRE IV**

## **Simulation numérique**

## IV.1.Introduction

Le chapitre qui suit sera une simulation numérique d'une plaque en composite par un logiciel conçu spécialement pour étudier le comportement mécanique de toute structure, La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

## IV.2.Modélisation par ANSYS

ANSYS, est l'un des plus grands développeurs et fournisseur de logiciels de simulation numérique au monde. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles discrétisés.

Ce produit permet d'effectuer des simulations mécaniques. Ses principales capacités sont :

1. l'analyse statique.
2. l'analyse modale.
3. l'analyse harmonique (réponse forcée).
4. l'analyse temporelle ou transitoire.
5. la gestion de différentes situations non linéaires (contacts, plasticité des matériaux, grands déplacements ou grandes déformations.
6. simulations en matière de mécanique des fluides.
7. permet de résoudre des modélisations mettant en jeu des phénomènes électromagnétiques.

Implémentation d'un problème en 5 étapes :

- Analyse du problème : modèles physiques, géométrie, conditions aux limites, propriétés physiques,...
- Création de la géométrie avec un modeleur.
- Création du maillage avec un mailleur.
- -Définition des données du problème (physiques, CL, propriétés physiques, schémas numériques,..) et résolution avec le solveur.
- Exploitation des résultats.

➤ **Analyse du problème :**

*Identification de la physique :*

- Modèle physique : équations, propriétés physiques, ...
- Quelles sont les variables inconnues ?
  
- *Conditions aux limites :*
  - Identifier les conditions aux limites et leur type.
  - Mettre en correspondance les CL avec les traitements proposés aux frontières par le solveur.
  - Domaine de calcul.
  - Définir le domaine de calcul, l'espace physique dans lequel les équations seront résolues.
  - Sauf cas particulier les représentations informatiques de domaine de calcul sont des espaces finis. Comment prendre en compte cette contrainte :
    - Création de la géométrie avec un modelleur
    - Création du maillage avec un mailleur
    -

### **IV.3.Description de l'élément utilisé pour le maillage**

Pour faire les calculs par les éléments finis sous ANSYS en choisit l'élément de maillage SHELL 63. L'élément SHELL 63 est conçu pour modéliser les structures en coques épaisses. Le nombre de nœud de cet élément est égal 80. Chaque nœud a six degrés de liberté. L'élément SHELL63 est capable d'être utilisé pour les calculs des contraintes pour des grandes déformations, et peut être aussi utilisé pour les matériaux isotrope et orthotrope.

#### **IV.3.1.Le maillage**

- Le maillage est un ensemble recouvrant « au mieux » le domaine géométrique étudié Il peut être constitué d'éléments linéiques, surfaciques et volumiques.
- La connectivité d'un maillage est la définition des liaisons entre les sommets de ses éléments.
- On parle de maillage hybride lorsqu'il mêle des éléments de nature différente. Par exemple en 2D quadrangle et triangle ou en 3D hexaèdres et tétraèdres
- Le maillage est qualifié de structuré (b) lorsque la connectivité des nœuds et de type différences finies.
- Un maillage est dit non structuré (a) lorsque la connectivité est quelconque.

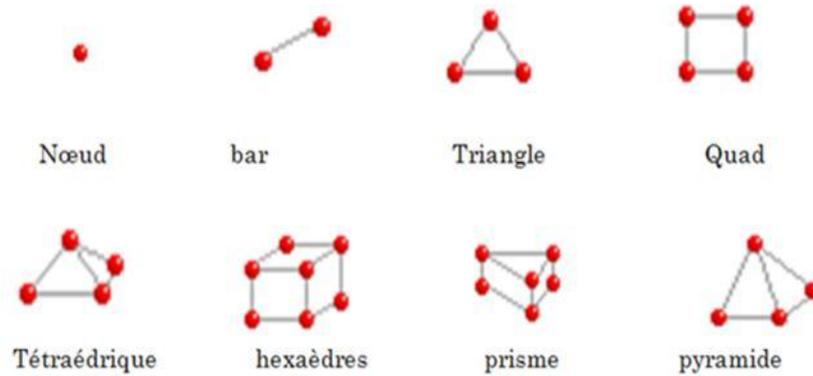


Figure IV.1: Types des éléments de maillage

### IV.3.2.Choix Du Type De Maillage

#### a. Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multibloc.

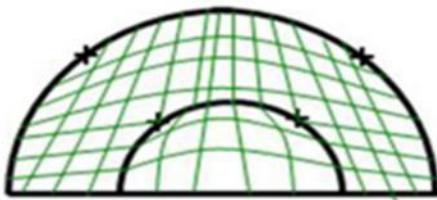


Figure IV.2:Géométrie mono-bloc.

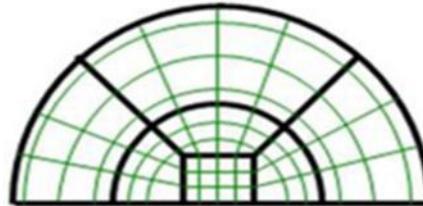


Figure IV.3: Géométrie Multi-bloc.

Il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.
- Ses inconvénients:
  - Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
  - Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

### b. Maillage non structuré

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

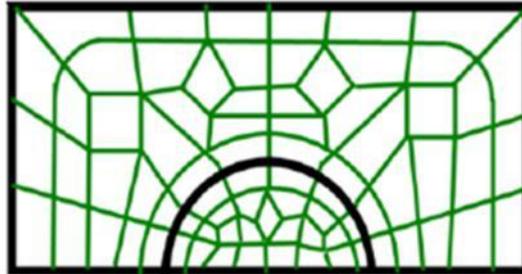


Figure IV.4:Maillage non structure.

*Ses avantages :*

- Peut-être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

*Ses inconvénients :*

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

### c. Maillage hybride

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D. Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

## IV.4.Workbench (ANSYS) :

Le système comporte différentes cellules soit : Engineering Data, Geometry, Model, Setup, Solution, Results.

- Prétraitement : Engineering Data, Geometry et Model
- Résolution : Setup et solution
- Post-traitement : Résultats

Il est possible d'obtenir une description de chaque cellule dans le fichier d'aide d'ANSYS Workbench.

## IV.5. Etapes de simulation des essais traction et flexion :

Toutes les étapes sont similaires pour les essais de traction et de flexion sauf pour l'étape de **Setup** qui consiste à appliquer les charges.

**1-Engineering Data :** La cellule Engineering Data est utilisée pour définir et accéder à des modèles de matériau pour être utilisé dans une analyse. LMC la cellule Engineering Data ou RMC et choisir Edit dans le menu contextuel qui apparaît pour entrer l'environnement.

**2-Geometry :** Utilisez la cellule Geometrie pour importer, créer, modifier ou mettre à jour un modèle pouvant être utilisé pour une analyse. LMC sur la cellule ou RMC et choisir Edit dans le menu contextuel qui apparaît pour entrer l'environnement.

**3-Model/Mesh :** La cellule Model est associée à la définition de la géométrie, des systèmes de coordonnées, des connections et du maillage dans le module de simulation Mechanical.

**4-Setup :** La cellule Setup permet de définir les chargements, conditions frontière et autre configuration de l'analyse

**5-Solution :** La cellule Solution permet d'avoir accès aux données de résolution.

**6-Results :** La cellule Results regroupe les résultats de l'analyse. Celle-ci est souvent référée à une cellule de post-traitement.

Les tests de contrainte sur le modèle composite qu'on a réalisé dans ce projet (Carbone-Epoxy) sont effectués et les résultats sont affichés.

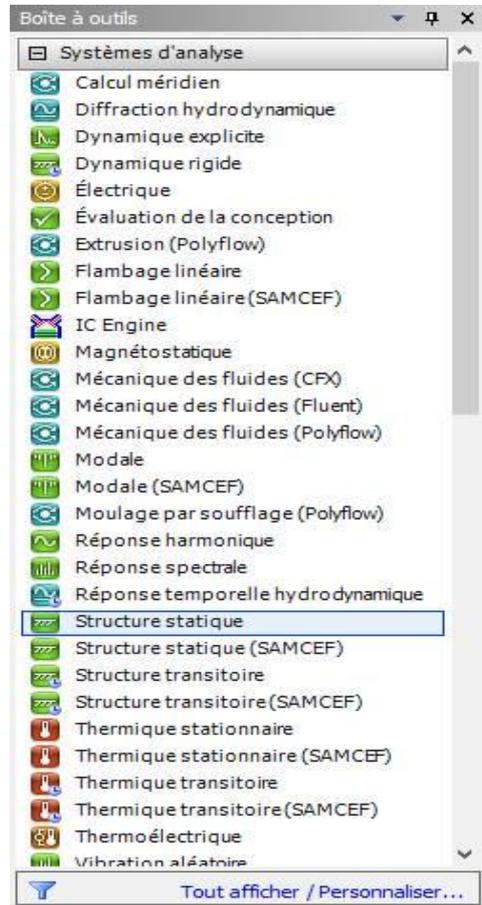
Les propriétés mécaniques de ce matériau composite sont les mêmes qu'on a calculé dans le chapitre précédent pour avoir une comparaison avec l'essai expérimentale, ces valeurs sont représentées dans le tableau suivant:

**Tableaux IV.1 :** Les propriétés mécaniques du matériau composite Carbone-Epoxy.

$E_{11}$ (Mpa)	59160
$E_{22}$ (Mpa)	59160
$\nu_{12}$	0.317
$G_{12}$ (Mpa)	17500
$G_{23}$ (Mpa)	2700
$G_{13}$ (Mpa)	2700

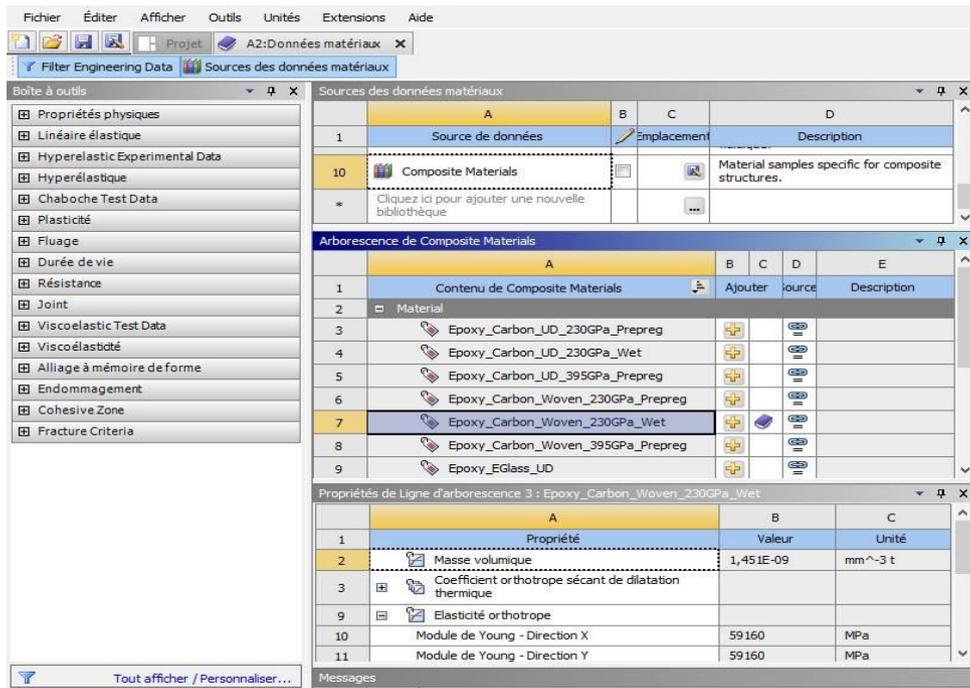
La Force appliquée sur l'éprouvette est la même force moyenne calculé dans la partie expérimentale qui est :  $F = 24,487\text{kN}$  pour la traction et  $F=633.30\text{N}$  pour la flexion.

1-

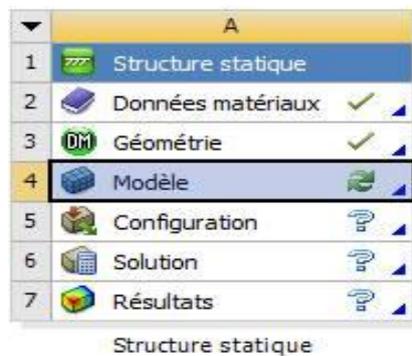
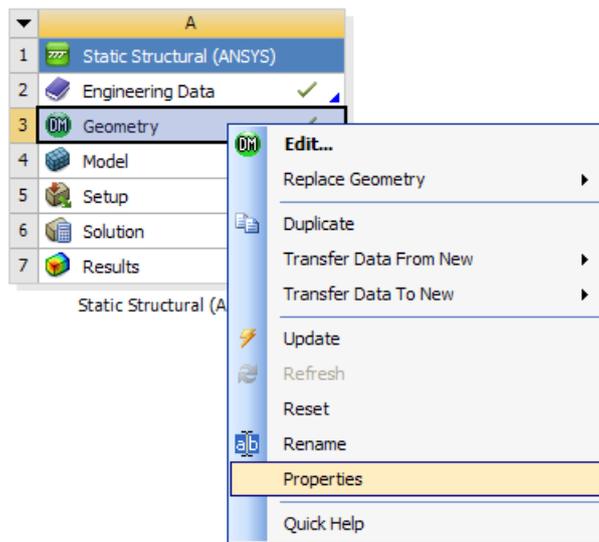


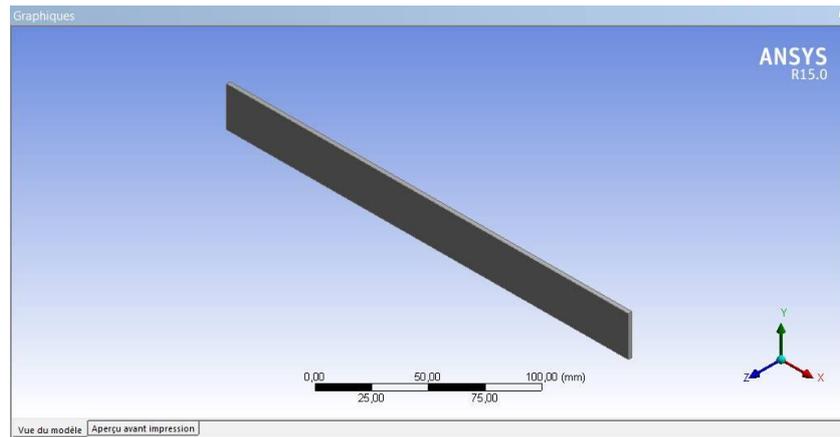
2-



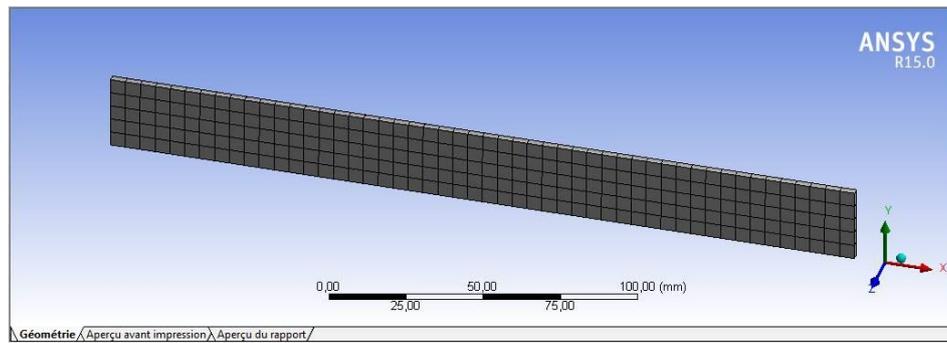


3-



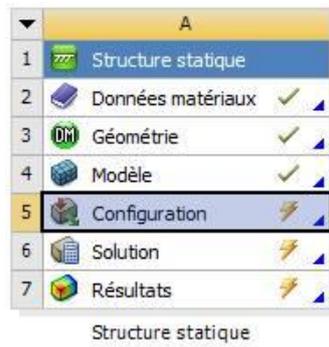


- Le Maillage d'éléments représenté sur la figure IV.10 est constitué d'éléments individuels (5mmx5mm).



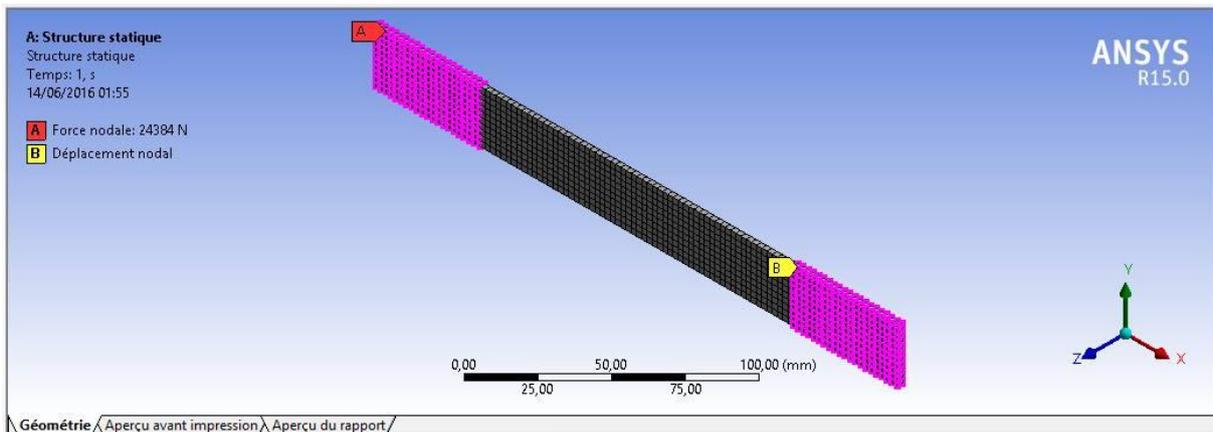
**Figure IV.5 :** Maillage d'éléments.

4-



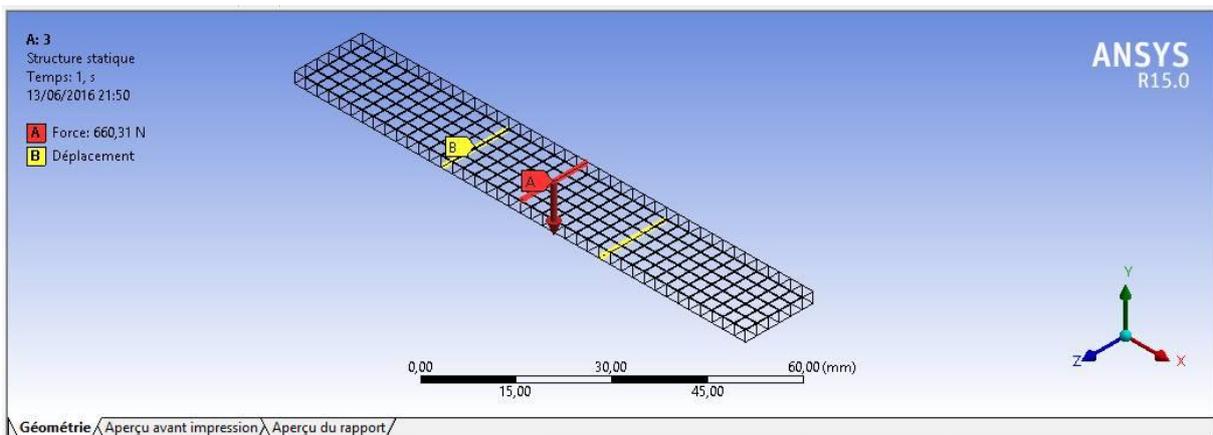
- Les conditions de déplacement sont représentées sur la figure IV.6 pour la traction et sur la figure IV.7 pour la flexion.

**a-Traction**



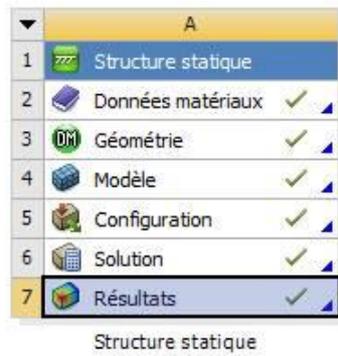
**Figure IV.6 :** Restrictions de déplacement (traction).

**b-Flexion**



**Figure IV.7 :** Restrictions de déplacement (flexion).

5-



- La répartition des contraintes sur le modèle est illustrée sur la figure IV.8.et IV.9.La contrainte maximale (481.22Mpa) pour la traction et de (479,45Mpa) pour la flexion est clairement visible.

**a- Résultat de simulation de Traction**

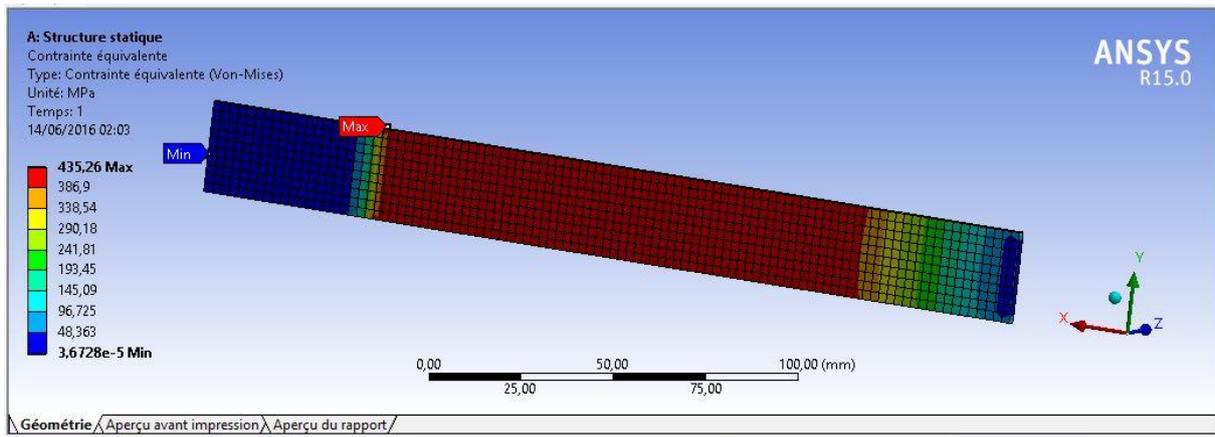


Figure IV.8 : La répartition des contraintes dans le modèle (Traction).

**b- Résultat de simulation de Flexion**

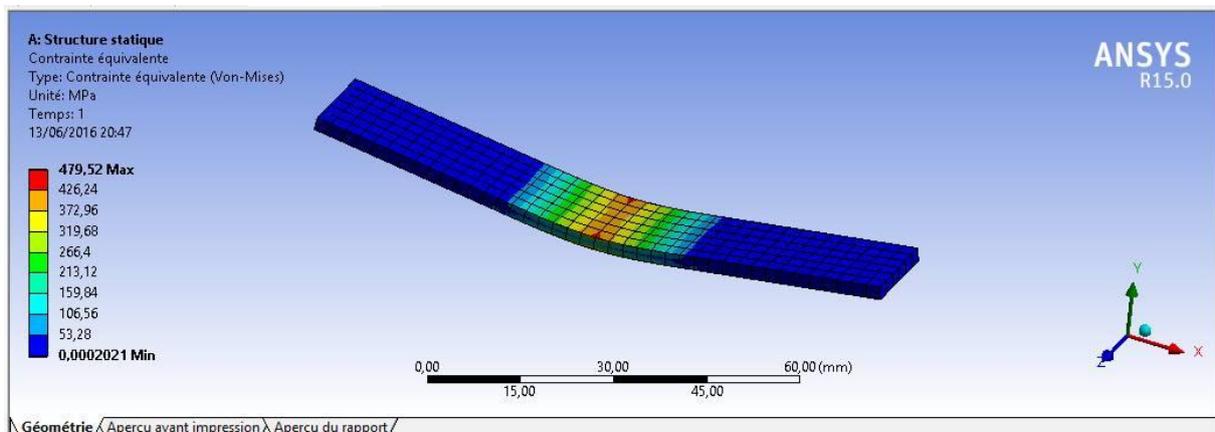


Figure IV.9 : La répartition des contraintes dans le modèle (Flexion).

Les résultats de la simulation numérique nous ont bien guidé à savoir le comportement du Stratifié dans des essais de traction et de flexion, la comparaison est clairement visible avec l'étude expérimentale, et l'erreur de la contrainte maximale à la rupture est :

- L'erreur de la contrainte maximale pour la traction :

$$E_r = (443.36 - 435.26) / 443.36$$

$$E_r = 1.83\%$$

- L'erreur de la contrainte maximale pour la flexion :

$$E_r = (481.18 - 479.52) / 481.18$$

$$E_r = 0.35\%$$

## Conclusion

La simulation c'est la base du maillage c'est un aspect rhéologique, l'aspect réel prend en compte les propriétés réelles du matériau, et les propriétés de la décohésion entre le renfort et la matrice

A travers notre étude nous constatons que l'écart entre les résultats de la simulation et l'expérimental est très faible, malgré la diversité des paramètres réels comme l'orientation des fibres, la porosité, le temps de réticulation de la résine et la température de réticulation.

# **CONCLUSION GENERALE**

## ***Conclusion générale***

L'objectif de notre travail était de réaliser des plaques de composites multifonctionnelles carbone/époxy et verre/époxy destinés à l'application aéronautique, et de soumettre les éprouvettes représentatives à diverses sollicitations normalisées (traction, flexion, compression, fluage et fatigue) afin de définir les niveaux maximums avant rupture pour une application réelle en service.

Nous pouvons conclure que la reproductibilité des courbes des différents essais mécaniques dénote de l'homogénéité des plaques réalisées, aussi bien pour le composite carbone/époxy que le composite verre/époxy. Cependant, les phénomènes et les mécanismes liés à l'endommagement des structures sous différentes sollicitations sont difficiles à établir. La nature, l'orientation et l'arrangement des fibres constituent des paramètres primordiaux pour optimiser la durée de vie dans des conditions réelles en service.

Les principales conclusions peuvent être rassemblées comme suit :

- Sur la base des résultats de traction qui présentent globalement un comportement linéaire avec une rigidité très élevée de fibre de carbone, nous avons procédé à un protocole de fluage à contrainte imposé de 80% de la contrainte ultime.
- Les résultats obtenus en fluage montrent que la durée de vie moyenne pour les fibres de carbone correspond à 24 heures, alors que celle des stratifiés en fibres de verre n'excède pas 0.04 heure. Ceci montre la performance des composites Carbone/époxy et la limitation des composites Verre/époxy dans l'aéronautique au niveau des zones soumises au fluage.
- Le comportement cyclique pour une amplitude de 0-80% de la contrainte max n'influe pas significativement sur la rigidité des stratifiés carbone/époxy contrairement au cas de fibre de verre/époxy ce qui confirme les essais de fluage.
- L'observation des faciès de rupture en microscopie électronique à balayage montrant le délaminage des fibres par rapport à la matrice pour la plaque stratifiée carbone/époxy contrairement à la plaque stratifiée verre/époxy conforte l'importance de traitement d'ensimage des fibres de verre, ce qui assure une excellente adhérence fibre-matrice.
- Le taux de résine élevé dans le composite carbone/époxy représentant un pourcentage moyen de 51.02%, contre un taux moyen de 31.46% pour le verre/époxy peut être dû aux paramètres liés à la viscosité de la résine, la fiabilité de la pompe à vide et les conditions de réticulation de la résine.

Le choix du modèle élastique pour la simulation par maillage (logiciel ANSYS: Code Workbench) est conforté par la concordance des résultats par rapport à la même plage expérimentale. Il est plus précis dans le cas du stratifié carbone/époxy que le verre/époxy car ce dernier présente une plage de déformation permanente au cours des essais monotone.

Le choix de tel ou tel renfort dépendra des types de sollicitation et de déformations appliquées sur chaque partie de l'avion. En pratique, la fibre de verre est utilisée au niveau de l'emplanture (liaison aile-fuselage) bien que cette zone est très sensible et subit beaucoup de vibrations.

*Perspectives* : nous pouvons suggérer, pour compléter ce travail :

- L'élaboration et la caractérisation de stratifiés hybride verre-carbone.
- L'élaboration et la caractérisation de stratifiés en fibre d'aramide et en tissu hybride aramide/carbone puis comparer les résultats obtenus.
- L'élaboration et la caractérisation de plaques sandwich avec une âme en nid d'abeille de type NOMEX au milieu de couches de tissu de carbone, de verre ou en fibre d'aramide puis comparer les résultats avec un stratifié simple qui a le même type et nombre de couches de fibres.
- Etudier l'endommagement thermique aux ultraviolets pour tous les composites réalisés.

# Références bibliographiques

- [1]-Thèse de doctorat, Mohamad Darwiche, Apprentissage statistique pour l'évaluation et le contrôle non destructifs : application à l'estimation de la durée de vie restante des matériaux par émission acoustique sous fluage, 04 Juin 2013, l'université du Maine.
- [2]- Thèse de doctorat, Laarej Merad, Etude par spectroscopie Raman et modélisation d'une résine composite RTM, 31 janvier 2010 à l'université Abou Bakr BLKAID de Tlemcen.
- [3]- Thèse de doctorat, Pongtorn PROMBUT, caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels, le 27 septembre 2007, université Toulouse III Paul Sabatier.
- [4]- Mémoire de Magister, ARIBI Chouaib, Etude comparative du comportement des différents matériaux composites (différentes matrices), université M'Hamed BOUGARA-Boumerdes, 2011/2012.
- [5]- Technique de l'ingénieur, Pierre BARDONNET, Ingénieur ECAM.
- [6]- Lionel GENDRE, matériaux composites et structures composites, édité le 17/05/2011
- [7]- Nadia BAHLOULI, Cours Matériaux Composites / DESS Mécanique avancée et Stratégie industrielle, IPST-ULP.
- [8]- Thèse de doctorat, Isabelle Giraud, élaboration d'ensimage thermoplastiques thermostables : influence sur le comportement mécanique des composites PEEK/fibres de carbone, L'université de Toulouse, Le 21 juillet 2011
- [9]- Congrès RFIS, Les matériaux composites dans l'industrie des sports et loisirs, Rui Pedro Carreira, DECATHLON, juin 2005.
- [10]- Chap. 4 Comportement des matériaux composites, Technologies de mise en œuvre, Caractérisation mécanique des composites.
- [11]-GLOSSAIRE DES MATERIAUX COMPOSITES – CARMA –Actualisation octobre 2006.
- [12]- Mémoire de fin d'étude d'ingénieur d'état en Aéronautique, Mr. ANTRI Abdallah et Mr. BENKHEDIMALLAH Mehdi, Analyse de la densité de fissuration dans les matériaux composites stratifiés croisés [0m,90n]<sub>s</sub>, UNIVERSITE SAAD DAHLEB –BLIDA, 2009/2010.