

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA BOUMERDES



Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme de **MASTER** en :

Filière : Electromécanique

Spécialité : Maintenance Industrielle

THEME

**ETUDE EXPERIMENTALE SUR LE
COMPORTEMENT MECA NIQUE EN TRACTION
DES MATERIAUX COMPOSITES STRATIFIES :
EFFET COUTURE ET FISSURE**

Présenté par :

Mr. BENNAI Idir

Mr. BENMOUNA Alaeddine

Promoteur :

Dr H.MECHAKRA

Promotion 2018-2019

Remerciements

Nous remercions Dieu le tout puissant qui nous a donné la santé et la détermination afin de réaliser ce travail.

Notre devoir est de remercier nos très chers parents qui nous ont soutenus tout au long de notre parcours scolaire et qui nous ont apporté sans cesse leur amour et leurs encouragements.

Notre reconnaissance et profonde gratitude s'adresse à notre promoteur Dr H.MECHAKRA, pour son aide inestimable.

Nous adressons nos chaleureux remerciements aux travailleurs de air Algérie qui ont mis toutes leurs compétences à notre disposition, pour leurs directives, leurs précieux conseils et pour leur suivi régulier afin de réussir ce travail.

Nous remercions les membres du jury, pour l'honneur qu'ils nous ont fait en acceptant d'évaluer notre travail.

Nous tenons à remercier tous les enseignants du département maintenance industriel qui ont assuré notre formation pendant notre cycle d'études.

Nous remercions aussi tout le personnel de la Faculté des Sciences de l'Ingénieur de BOUMERDES et la compagnie air Algérie, particulièrement Mme ABBANE.leila

Enfin, nous tenons à exprimer notre sympathie à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Dédicace

Je dédie cette thèse à ...

A mes chers parents que Dieu les protège et les garde pour moi.

A mon cher et adorable frère M'hamed

A ma grand-mère maternelle

A la mémoire de ma grand-mère paternelle et mon grand père maternelle qui reposent en paix.

A mon binôme Bennai et toute sa famille

A tous mes amis

A tous ceux qui ont une relation de proche ou de loin avec la réalisation de ce projet.

Ala eddine

Dédicace

Je dédie cette thèse à ...

A mes chers parents que Dieu les protège et les garde pour moi.

A mon cher et adorable frère Sofiane

A ma grand-mère maternelle

A la mémoire de ma grand-mère paternelle et mon grand père maternelle qui reposent en paix.

A mon binôme Benmouna et toute sa famille

A tous mes amis

A tous ceux qui ont une relation de proche ou de loin avec la réalisation de ce projet.

Idir

Liste des tableaux

N° Tableau	Désignation	Page
Tableau I.1	Quelque propriété mécanique des fibres	Page 12
Tableau I.2	Différents modèles de couture	Page 24
Tableau III.1	Caractéristiques de la résine la EPOCAST 50-A1 US	Page 39
Tableau IV.1	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 1.5mm	Page 55
Tableau IV.2	Récapitulatif des résultats des essais de traction des éprouvettes verre- époxy de '1,2,3,4' plis sans couture et avec une fissure de 2.5mm	Page 57
Tableau IV.3	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes en matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 3.5mm	Page 59
Tableau IV.4	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec fissure de 4.5mm	Page 61
Tableau IV.5	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 5.5mm	Page 63
Tableau IV.6	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 1.5mm	Page 65
Tableau IV.7	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 2.5mm	Page 67
Tableau IV.8	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 3.5mm	Page 69
Tableau IV.9	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 4.5mm	Page 71
Tableau IV.10	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 5.5mm	Page 73

Liste des tableaux

N° Tableau	Désignation	Page
Tableau I.1	Quelque propriété mécanique des fibres	Page 12
Tableau I.2	Différents modèles de couture	Page 24
Tableau III.1	Caractéristiques de la résine la EPOCAST 50-A1 US	Page 39
Tableau IV.1	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 1.5mm	Page 55
Tableau IV.2	Récapitulatif des résultats des essais de traction des éprouvettes verre- époxy de '1,2,3,4' plis sans couture et avec une fissure de 2.5mm	Page 57
Tableau IV.3	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes en matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 3.5mm	Page 59
Tableau IV.4	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec fissure de 4.5mm	Page 61
Tableau IV.5	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 5.5mm	Page 63
Tableau IV.6	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 1.5mm	Page 65
Tableau IV.7	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 2.5mm	Page 67
Tableau IV.8	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 3.5mm	Page 69
Tableau IV.9	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 4.5mm	Page 71
Tableau IV.10	Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 5.5mm	Page 73

Table des matières

Introduction Générale	1
Présentation générale de la compagnie AIR Algérie	2
1) Introduction	3
2) Historique	3
3) Organisation	4
4) Air Algérie est chargée des activités suivantes	5
5) L'objectif d'Air Algérie	5
6) Base de maintenance d'Air Algérie.....	5
7) Conclusion.....	5

CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

I.1.Introduction.....	6
I.2.Définition d'un matériau composite.....	6
I.2.1.Les propriétés des matériaux composites dépendent de trois facteurs.....	7
I.2.2.Constituants des matériaux composites	8
I.3.Mise en œuvre et architecture des matériaux composites	15
I.3.1.Moulage au contact	15
I.3.2.Moulage par projection simultanée.....	16
I.3.3.Moulage sous vide	17
I.3.4.Moulage par centrifugation	17
I.4.Structure des matériaux composites.....	18
I.4.1.Les monocouches	18
I.4.2.Les Stratifiés	19
I.4.3.Sandwichs	19
I.5.Les domaines d'utilisation	20
I.6.Les matériaux composites qui contiennent de la couture à l'intérieur.....	20
I.6.1.Le "Z-pin"	20
I.6.2.Les stratifiés cousus	21
I.6.4.Le "Chain Stitch"	22
I.6.5.Le "Modified Chain Stitch".....	22
I.6.6.Le "Tufting"	23
I.6.7."L'OSS"	24

I.6.8.Le "Blind Stitching"	24
I.7.Avantages des composites.....	26
I.8.Conclusion	26

CHAPITRE II : Principes d'endommagement et de rupture des matériaux

II.1.Introduction.....	28
II.2. Définition de l'endommagement	28
II.3.Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel	29
II.3.1.Composite unidirectionnel.....	29
II.3.2.Rupture de fibre	29
II.3.3.Fissuration matricielle.....	30
II.3.4.Décohésion fibre-matrice.....	31
II.4.Techniques de détection de l'endommagement.....	32
II.4.1.Emission acoustique	32
II.4.2.Radiographies par rayons X.....	33
II.4.3.Observation par microscopie	34
II.5.Conclusion	35

CHAPITRE III : Elaboration des stratifiés à caractériser

III.1.Introduction	36
III.2.Préparation du tissu	36
III.3.Propriétés de la résine et matériels nécessaires	41
III.3.1.Propriétés de la résine.....	41
III.3.2.Matériels utilisés en atelier	42
III.4.Elaboration des plaques stratifiées verre/époxy	43
III.4.1.Le moulage sous vide	43
III.4.2.Procédures	44
III.4.3.Laminage	47
III.5.Découpage des plaques	50
III.5.1.Norme utilisée	50
III .6.Conclusion.....	53

CHAPITRE IV : Procédures expérimentales et analyse des résultats

IV.1.Introduction	54
IV.2.Etude expérimentale du comportement en traction.....	54
IV.2.1.Essais de traction.....	54

IV.2.2.Dispositif expérimental	54
IV.3.Résultats expérimentaux	56
IV.3.1.Résultats des essais de traction.....	56
IV.3.2.Comparaison du comportement des empilements étudiés.....	80
IV.4.Conclusion.....	80
Conclusion Générale	80

Introduction Générale

Introduction générale

Les matériaux composites apportent de nombreux avantages fonctionnels : résistance Mécanique, résistance chimique, légèreté, maintenance réduite, flexibilité de formes. De ce fait, ils permettent également d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques, aussi bien qu'ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs.

Le coût de fabrication des composites est supérieur à celui des matériaux traditionnels comme

L'acier, le bois ou l'aluminium. Néanmoins, en économisant des pièces de liaison et d'usinage, en réduisant de manière importante les frais de maintenance, en augmentant la durée de vie et en accroissant la sécurité.

Le transport aérien en fournit certainement l'illustration la plus frappante : longtemps, les matériaux composites ont été utilisés en faibles quantités dans les avions de ligne (de l'ordre de 10% de la masse structurelle), et toujours sur des pièces non vitales. Cependant l'A380 d'Airbus en contient 25%, le Dreamliner (787) de Boeing en contient 50%, et l'A350-XWB devrait à son tour dépasser ce chiffre. En outre, tous ces appareils utilisent dorénavant les composites sur des structures vitales.

Le but de cette étude est de proposer un moyen de caractérisation mécanique des éprouvettes construit par des matériaux composites stratifiés avec ou sans couture par file de pêche avec ou sans fissuration à partir de l'essai de traction.

Le premier chapitre est une généralité sur les matériaux composites permettant de décrire ses derniers, leurs compositions et leurs procédés de mise en place et leurs utilisations dans divers domaines techniques.

Le deuxième chapitre est consacré à la description de l'endommagement qui conduit à la rupture d'un matériau et les techniques à suivre pour éviter les dégâts irréparables. Nous présentons dans le troisième chapitre la méthode d'élaboration des éprouvettes avec ou sans couture (fils de pêche), sans ou avec fissuration et les outils utilisés pour la fabrication des stratifiés en verre époxy, qui sont constitués essentiellement de tissu de verre, résine et d'une machine à coudre.

En fin, le quatrième chapitre est consacré à la caractérisation du comportement des matériaux de l'étude. A cet effet, nous présentons l'essai mécanique (Traction) appliqués sur les matériaux déjà réalisés.

La caractérisation mécanique réalisée dans ce chapitre est basée sur des essais statiques de traction pour le but de déterminer les propriétés mécaniques.

1) Introduction

Air Algérie est la compagnie nationale algérienne. Elle fut créée en 1947, quand fut constitué générale de transport « C.G.T. » dont le réseau était principalement orienté vers la France.

Elle opère depuis l'aéroport Houari Boumediène d'Alger des vols vers 28 pays en Europe, en Afrique, en Asie, en Amérique du Nord et au Moyen-Orient. Elle dessert également 32 destinations sur territoire algérien. Elle est membre de l'association internationale de transport aérien.

Cette partie est consacrée à la représentation générale de la compagnie Air Algérie son historique, son organisation et ses objectifs.

2) Historique

Le 22 Avril 1922, un Dornier AR de la société du réseau transafricain effectue le vol inaugural Alger-Biskra. Cette première ligne aérienne cessera son activité le 1^{er} juin 1923 et entre temps, les lignes aériennes Latécoère assurent plusieurs trajets pour relier la métropole à l'Algérie selon une bretelle de la ligne Toulouse-Maroc, La médiocrité des avions mis en œuvre rend l'entreprise difficile ; quelques vols sont effectués à partir de 6 octobre 1922 entre Casablanca et Oran par des Breguet 14 et des Latécoère 15.

La ligne Alicante-Oran est ouverte le 10 Avril 1924 avec les hydravions Lioré-Olivier H13, ces mêmes hydravions sont mis en service sur Alicante-Alger le 15 mai 1925, cette dernière ligne sera fermée en décembre 1925, alors que les vols sur Oran cesseront fin 1927. Le survol de la Méditerranée par les vétustes H13 n'a amené que des déboires et leur exploitation n'est qu'une suite de pannes et de naufrages.

Les efforts sont alors reportés sur le trajet Marseille-Alger qui est exploité à partir du 22 Août 1928, avec les hydravions SPCA63 météore, Latécoère 21, puis CAMS53 et 58, avec escale îles Baléares, par la compagnie générale aéropostale (anciennes lignes Latécoère). Cette ligne n'est ouverte aux passagers que le 1^{er} juin 1934, avec la mise en service des hydravions Lioré-Olivier 242 par la compagnie Air France nouvellement créée, qui utilisera ensuite des Breguet 530 Saigon.

- **1946** : création de la C.G.T (compagnie générale de transport) avec un réseau principalement orienté vers la France ;
- **1953** : La C.G.T et la compagnie Air Transport fusionnent en juin pour former C.G.T Air Algérie ;
- **1962** : Recouvrement de l'indépendance de l'Algérie ;

Présentation générale de la compagnie AIR Algérie

- **1963** : L'état prend 51% du capital d'Air Algérie ;
- **1970** : L'état porte sa participation au capital d'Air Algérie à 83% ;
- **1972** : Le 15 décembre de l'année 1972. L'état porte sa participation à 100 en rachetant les 17% encore détenues par Air France ;
- **1984** : Les deux entités citées ci-dessus sont à nouveau fusionnées en une seule entreprise à laquelle revient la charge de la gestion des aéroports ;
- **1987** : Air Algérie déchargée de la gestion aéroportuaire ;
- **1997** : Air Algérie devient une société par action avec un capital de 2.5 milliards DA ;
- **1998** : Libération du transport aérien ;
- **2000** : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards DA ;
- **2003** : Crash le plus grave de l'histoire d'Air Algérie (vol Air Algérie 6289 Boeing 737) à Tamanrasset, faisant 102 morts et 1 survivant ;
- **2008** : Nomination de nouveau PDG « Abdelwahid Bouabdallah » ;
- **2009** : Ouverture d'une ligne directe Alger-Pékin.

Appel d'offres international d'achat 11 avions (7 moyen-courrier famille Airbus A320 ou Boeing 737, 4 régionaux à turbo propulsion type Bombardier DASH ou ATR) pour une valeur de 111 millions de dollars (Accord de l'état algérien).

3) Organisation

Air Algérie est une entreprise de prestation de service dans le domaine des transports aériens, nationaux et internationaux de passage et de fret, Vu son importance sur le plan économique et commercial, elle veille à la gestion rationnelle des réseaux aériens pour atteindre ses objectifs par la promotion des hommes et la mise en place des moyens techniques nécessaires.

La compagnie Air Algérie a été créée en 1947 pour l'exploitation du réseau de ligne aérien entre l'Algérie et la France, ce réseau était desservi par la société Air Transport dont les lignes s'étendent jusqu'à l'ex Afrique occidentale française.

En 1953 et suite à la fusion de ces deux organismes la compagnie générale de transport (Air Algérie) entre en activité.

En 1963 Air Algérie devient compagnie nationale sous tutelle du ministère du transport. Air Algérie est une société par action, dont la totalité des actions est détenue par l'état algérien. Son conseil d'administration est présidé par P.D.G. d'Air Algérie.

4) Air Algérie est chargée des activités suivantes

- Le transport aérien des passagers.
- Le transport aérien de fret.

5) L'objectif d'Air Algérie

La compagnie (Air Algérie) est soucieuse d'améliorer la prestation de ses services et de développer ses activités. Elle a conçu ses objectifs selon les principaux points suivants :

- Satisfaire de manière ponctuelle et régulière de la demande de la clientèle ;
- Fidéliser la clientèle et en attirer davantage ;
- Améliorer la qualité de service notamment en matière de sécurité, hygiène et confort ;
- Augmentation des parts du marché ;
- Améliorer l'image de marque de la compagnie.

6) Base de maintenance d'Air Algérie

En 2003 la compagnie s'est dotée d'une base de maintenance aéronautique afin de pouvoir à la demande en maintenance de sa propre flotte et acquérir de nouveaux marchés, et qui met à disposition du personnel l'infrastructure adéquate pour répondre aux exigences des nouvelles normes en matière de sécurité. Il faut dire que le transport aérien est l'un des modes de transport les plus fiables au monde et qu'il enregistre le taux d'accident le plus faible, l'amélioration des techniques de maintenance n'y est pas étrangère, il faut dire que celles-ci n'ont eu de cesse d'évoluer, nous allons voir un bref rappel historique.

7) Conclusion

La Compagnie dispose aujourd'hui, d'un certain nombre d'atouts forts pour améliorer sa compétitivité sur le marché face à la concurrence, assurer sa rentabilité et préserver sa santé financière.

Le prochain chapitre représente une généralité sur les matériaux composites et leurs différents types.

I.1.Introduction

Depuis des dizaines d'années, les matériaux sont utilisés mais avec des faibles performances ; actuellement, ils connaissent un développement qui conduit à la découverte de nouveaux matériaux. Le développement de ses derniers est soumis aux besoins des utilisateurs. Ceux-ci veulent toujours des matériaux plus performants, plus économiques et qui durent plus longtemps.

Ce chapitre est consacré à la description des matériaux composites, leur composition et leurs procédés de mise en place et leurs utilisations dans divers domaines techniques.

I.2.Définition d'un matériau composite

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des Performances est supérieur à celui des composants pris séparément. [1]

Les matériaux composites existent depuis Des centaines d'années, L'industrie aéronautique repose sur l'utilisation des ses derniers qui apportent un gain de masse important par rapport a leurs caractéristiques mécaniques. La mise en œuvre de ces matériaux composites s'effectue à travers des procédés qui produisent la pièce en même temps que le matériau composite. on cherche avoir un équipement léger et solide. Il n'est pas rare d'entendre parler de fibre de verre ou de carbone.

S'il y'a bien une propriété mécanique qui joue en faveur des matériaux composites, c'est la densité massique. Optimisé, un composant composite peut être jusqu'à 50 % plus léger qu'un composant équivalent en acier et 30 % plus léger qu'un équivalent aluminium. Associés à une solidité remarquable, les composites à base de fibre de carbone aujourd'hui utilisés en aéronautiques possèdent en plus une durée de vie largement supérieure aux matériaux métalliques. [2]

En somme, les matériaux composites ont un grand avenir devant eux, tant leurs propriétés mécaniques sont intéressantes. Ils restent cependant toujours contraints par des coûts de production qui peuvent être jusqu'à 60% plus élevés que pour les équivalents métalliques. La recherche doit donc se tourner vers le développement de solutions de fabrication plus économiques et doit trouver un moyen de rendre les structures composites recyclables.

Cette dernière problématique prend d'ailleurs tout son sens quand on prête attention à l'ampleur que devrait prendre le marché du recyclage de structures d'avions dans les

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

prochaines années. Selon *Flight Fleet Forecast*, un total de 3900 appareils seront retirés du service d'ici 2022, au rythme moyen de 750 unités par an. [2]

L'utilisation des matériaux composite dans l'aéronautique est toujours en développements mais le problème qui se pose c'est le cout de sa fabrication mais on constate que son utilisation est très efficace pour un avion plus Legé et plus solide .et différence de poids peut être utilisée pour limiter la consommation de carburant augmenté le nombre de sièges et même la quantité de bagages avec des avantages au niveau de la fatigue et de corrosion sans oublier l'amélioration de la pénétration dans l'air par rapport a des conceptions traditionnelles.

Les matériaux composites disposent d'éventualités importantes par apport aux matériaux traditionnels. Ils possèdent de nombreux avantages fonctionnels ;

- légèreté ;
- résistance mécanique et chimique ;
- maintenance réduite ;
- liberté de forme et une bonne isolation électrique.

Il existe de nombreux types de composites, on peut remarquer que deux familles se sont développées selon des objectifs différents.

a. Grande Diffusion (GD)

Ces composites possèdent de faibles caractéristiques mécaniques. Ils sont utilisés pour leur coût global compétitif (matériau + fabrication), et leur faible poids (ex : pare-chocs d'automobiles). [3]

b. Hautes Performances (HP)

A l'opposé des précédents, ils possèdent des caractéristiques spécifiques supérieures à celles des aciers, et certains d'entre eux peuvent même supporter des températures très Élevées (1000°C). Mais, du fait de la difficulté de fabrication de ces matériaux, leur prix est Souvent très élevé. [3]

I .2.1.Les propriétés des matériaux composites dépendent de trois facteurs

- De la nature et des propriétés des matériaux constituant ;
- De la géométrie et de la distribution du renfort ;
- Des interactions entre les constituants et de la nature de l'interface (matrice renfort).

Le renfort sera caractérisé par sa forme, sa taille, sa concentration et son orientation. La concentration en renfort est définie par la fraction volumique ou massique, Il s'agit d'un paramètre déterminant des propriétés du composite. Sa distribution dans le volume l'est aussi

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

Selon la géométrie et l'orientation du renfort, il est possible de contrôler l'anisotropie des caractéristiques souhaitées du composite.

Généralement on peut classer les matériaux composites suivant la forme et la nature des constituants. [4]

En fonction de la forme nous trouvons deux grandes classes :

1) Composites à particules

Un matériau composite est à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée. Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques. [5]

I.2.2. Constituants des matériaux composites

En général les constituants principaux d'un matériau composite sont :

- La matrice ;
- Le renfort ;
- Les charges et les additifs.

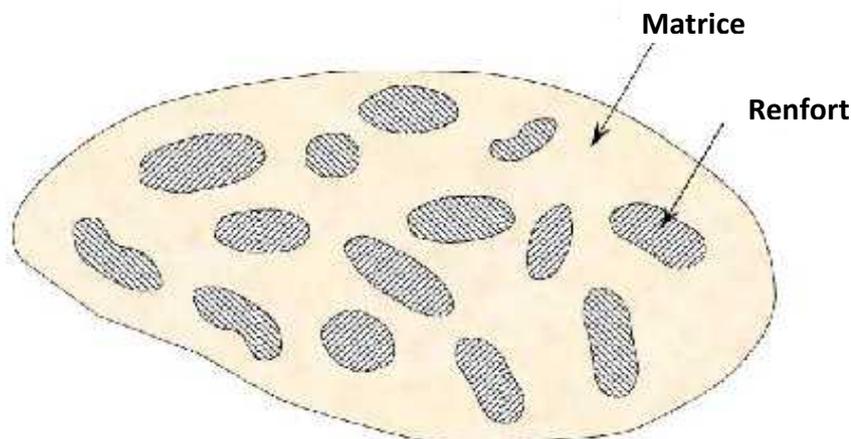


Figure I.1 : Matériau composite [2]

A. La matrice

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle répartit les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure la protection chimique des fibres. [6]

La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure (I.2).

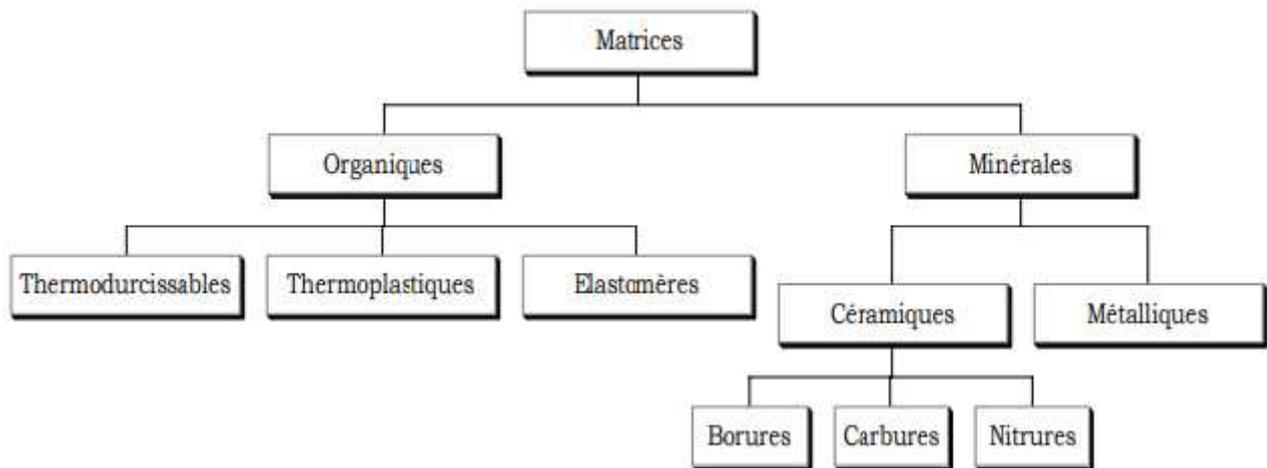


Figure I.2 : Différentes familles de matrice [6]

A.1. Matrices organiques

Ce genre de matrice existe en deux types :

A.1.1. Matrices thermoplastiques

Elles sont définies comme des polymères recyclables qui subissent des transformations réversibles. Ces matrices présentent plus d'importance dans la fabrication des matériaux composites économiques et moins polluantes. En outre, elles se caractérisent par la facilité d'assemblage et la protection des métaux contre la corrosion. [6]

A.1.2. Matrices thermodurcissables

Elles sont des polymères transformés en un produit essentiellement infusible et insoluble après traitement thermique obtenus par l'action d'un durcisseur. En plus, ces matrices, qui sont les plus couramment utilisées pour la fabrication de pièces en métaux composites, se constituent de réseaux macromoléculaires tridimensionnels. En revanche, ce type de matières n'est pas recyclable et subit des transformations irréversibles. [6]

A.2. Matrices minérales

Une matrice minérale peut être soit une matrice céramique ou une matrice métallique :

A.2.1. Matrices céramiques

Ce sont des matrices qui sont constituées d'une matrice et d'un renfort fibreux en céramique séparés par une interphase, en plus, elles sont utilisées pour des applications demandant une résistance thermique extrême. Ces matrices donnent une grande rigidité ou dureté aux matériaux composites. La particularité de ce type est d'avoir une interface avec une faible interaction entre la fibre et la matrice. [6]

A.2.2. Matrices métalliques

Ce sont des matrices qui insèrent des fibres, des particules ou encore des filaments. Elles présentent plusieurs avantages à savoir, une bonne ductilité, une bonne résistance à certains solvants et à la fatigue. Généralement, elles sont composées de carbure de silicium (SiC) ou d'alumine (Al_2O_3). [6]

A.3. Les résines

Les résines les plus employées dans les matériaux composites sont les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques.

A.3.1. Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées (traitement thermique ou physico-chimique). Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois. Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage : les résines polyesters insaturées, les résines de condensation, les résines époxydes. [7]

- Les résines époxydes

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes.

Elles ne représentent cependant que 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters) [8].

Du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes, généralement utilisées sans charges, sont les matrices des composites à hautes performances (constructions aéronautiques, espace, missiles, etc.).

Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

Masse volumique 1 100 à 1 500 kg/m^3 ;

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.

A.3.2. Résines thermoplastiques

Ce sont des polymères pouvant être alternativement ramollis par chauffage et durcis par refroidissement dans un intervalle de température spécifique du polymère étudié. Les résines thermoplastiques présentent l'aptitude à l'état ramolli, de se mouler aisément par plasticité. [8]

A.3.3. Résines thermostables

Ce sont des polymères présentant des caractéristiques mécaniques stables sous des pressions et des températures élevées (>200°C) appliquées de façon continue. Cette propriété est mesurée en déterminant la température que peut supporter la résine durant 2000h sans perdre la moitié de ses caractéristiques mécaniques. [8]

B. Le renfort

C'est le principal porteur constitutif dans le composite (forme, volume). Il confère aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté. Les renforts peuvent être d'origine minérale (verre, bore, céramique...) ou organique (carbone ou aramide). Les plus employées sont les fibres de verre. Les fibres de carbone sont privilégiées. [9] (Voir la figure I.3)

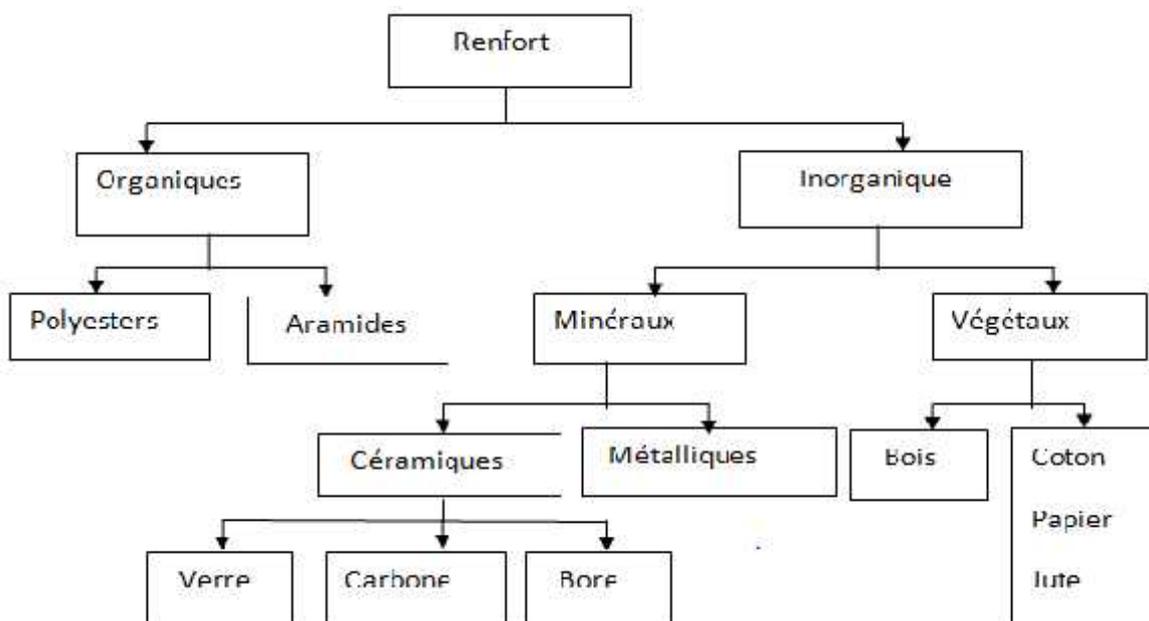


Figure I.3 : Diverses formes et origines de renforts. [9]

B.1. Fibre de verre

Les fibres de verre sont élaborées à partir d'un verre filable appelé verre textile, composé de silice, alumine, chaux, magnésie etc... Le verre est un matériau dont les propriétés ont peut être considérablement améliorées au cours du temps [10]. Ce produit peu coûteux, associé à

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

des procédés assez simples d'élaboration confèrent aux fibres un excellent rapport performance/prix qui les placent de loin dans le premier rang des renforts utilisés dans les composites (95%). En Europe, les fibres de verre utilisés dans les composites représentent 500.000 tonnes/an. La figure (I.4) ci-dessous est une photo de fibre de verre.



Figure I.4 : Fibre de verre

Les fibres de verre sont réparties en trois qualités :

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

Le tableau (I- 1) rassemble la composition des différents types de fibres de verre.

Tableau I.1 : Quelques propriétés mécaniques des fibres [7]

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

B.1.1. Fabrication des fibres de verre

Les fibres de verre peuvent être fabriquées suivant des procédés comme représenté dans le schéma ci-dessous (figure I.5).



Figure I.5 : Procédé d'étirage des fibres de verre [8]

B.2.Fibre de carbone

C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances. Elle est obtenue à partir de PAN (PolyAcryloNitrile) ou à partir de Brai.

B.3.Fibre d'aramide

Souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques. Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes :

Les fibres à bas module : utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles ;

Les fibres à haut module : employées dans le renforcement pour les composites à hautes performances.

B.4.Fibre de bore

Fibre de haut module et insensible à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène. [8]

B.5.Fibres de silicium

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée. [8]

B.6.Tissu de verre

C'est un filament à haute résistance, produit par étirement à très grande vitesse (60m/s) de verre en fusion à plus de 1500°C. Il représente 99% des verres textiles. Les fibres de verre textiles sont peu coûteuses en raison de la nature des produits entrant dans leur composition (silice, kaolin, chaux, ...) et de la relative simplicité des procédés de fabrication. Pour nos expériences, nous avons utilisé un rouleau de diamètre 20 cm et de grammage 1kg/m². [8]. Durant notre stage on a pris une photo du tissu de verre (figure I.6).

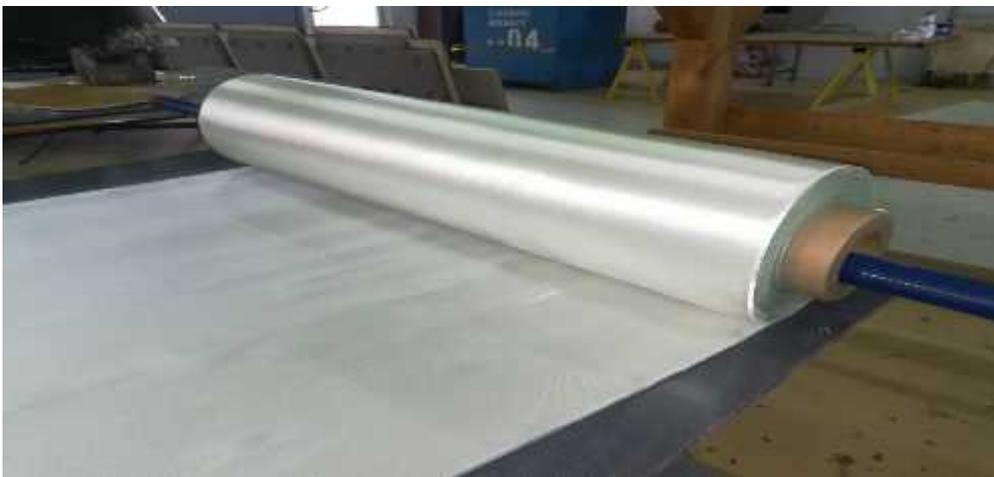


Figure I.6 : Tissu de verre (Nous-mêmes)

C. Les charges et les additifs

C.1 Les charges [8]

C.1.1 Charges renforçantes

L'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique en

- Charges sphériques ;
- Charges non sphériques.

C.1.2 Charges non renforçantes

Les charges non renforçantes ont pour rôle soit de diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines, soit d'améliorer certaines propriétés des résines. Parmi ces classes on trouve :

- Charges de faible coût ;
- Charges ignifugeantes ;
- Charges conductrices et antistatiques.

C.2 Les additifs [8]

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelques % et moins) et interviennent comme :

- Lubrifiants et agents de démoulage ;
- Pigments et colorants ;
- Agents anti-retrait ;
- Agents anti-ultraviolets.

I.3 Mise en œuvre et architecture des matériaux composites

I.3.1. 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. [8]

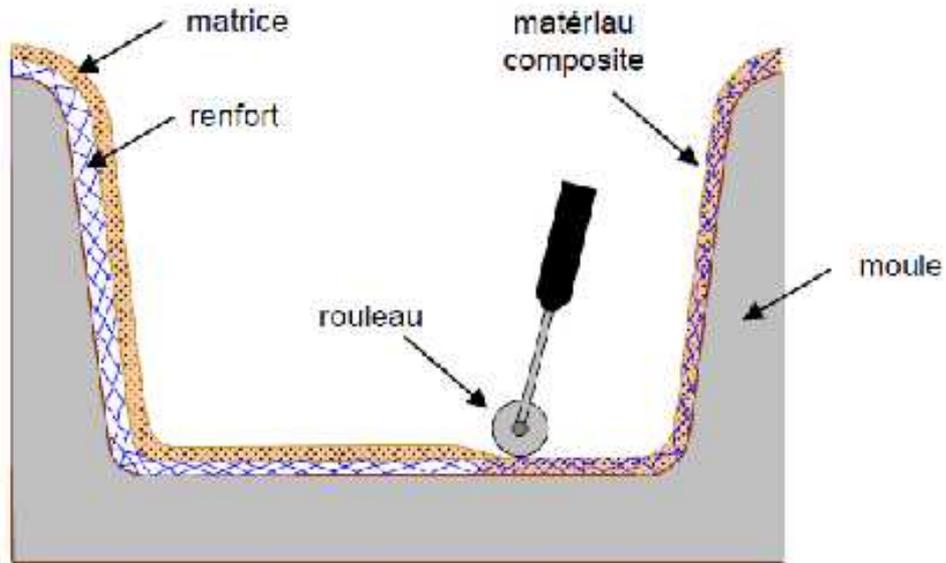


Figure I.7 : Principe de moulage en contact.

I.3.2. 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 (fibre) un ou deux pistolets projetant simultanément la résine. [10]

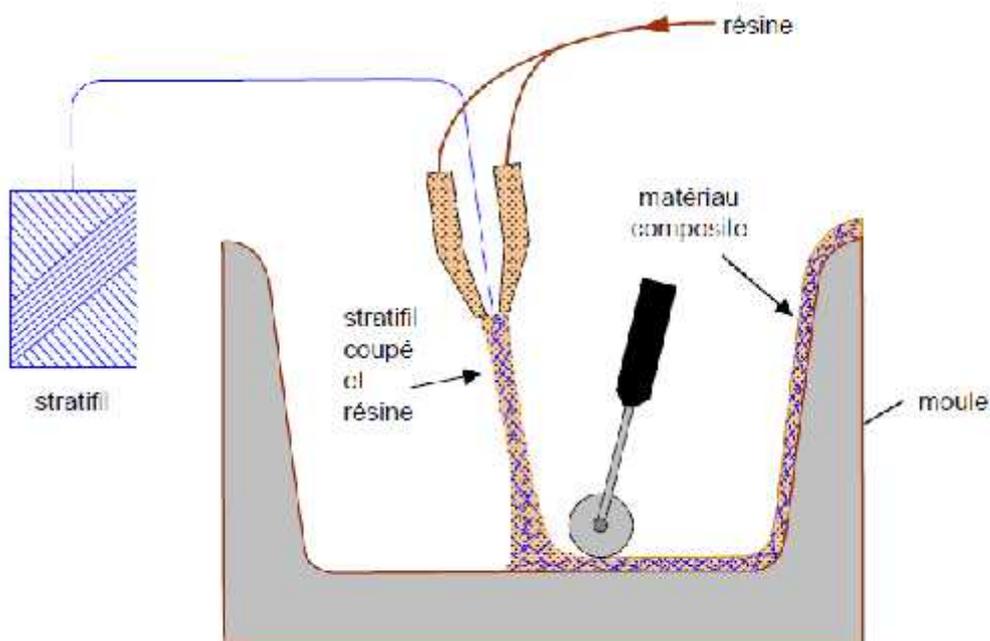


Figure I.8: Principe du moulage par projection simultanée [8].

I.3.3. 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. [8]

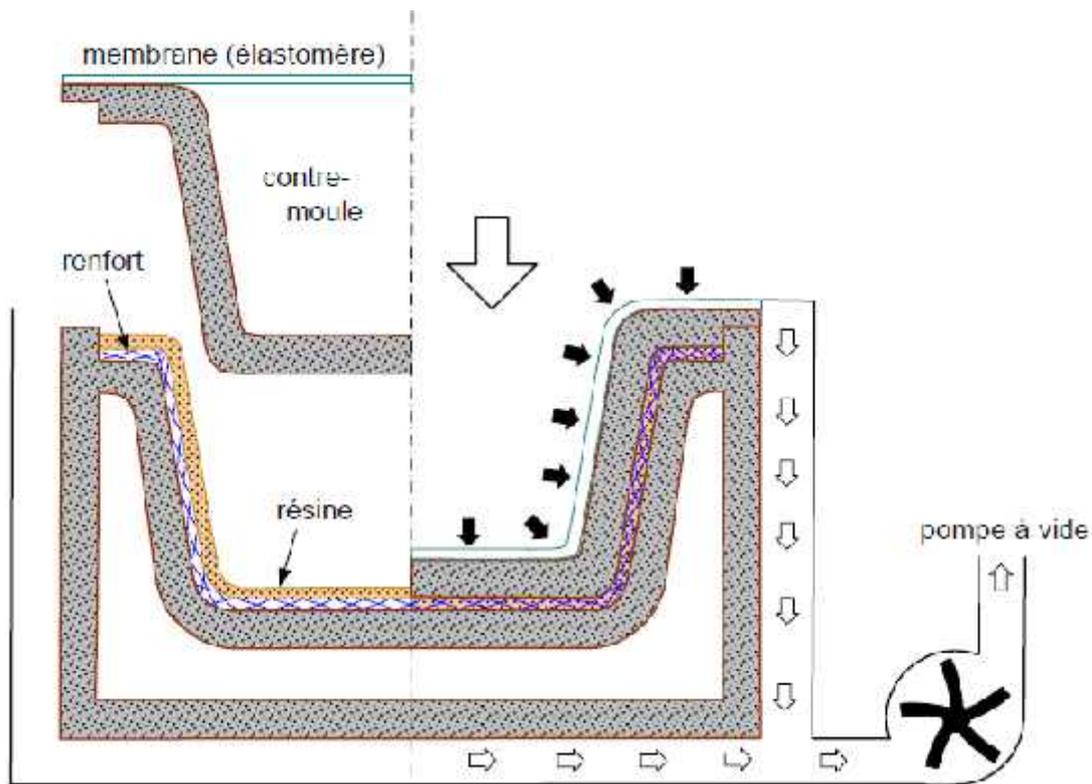


Figure I.9 : Principe de moulage par infusion [8].

I.3.4. Moulage par centrifugation

- Principe

Procédé de moulage limité aux enveloppes cylindriques. Le renfort (fibres longues coupées) et la résine sont déposés dans un moule cylindrique chauffé tournant à grande vitesse. [8]

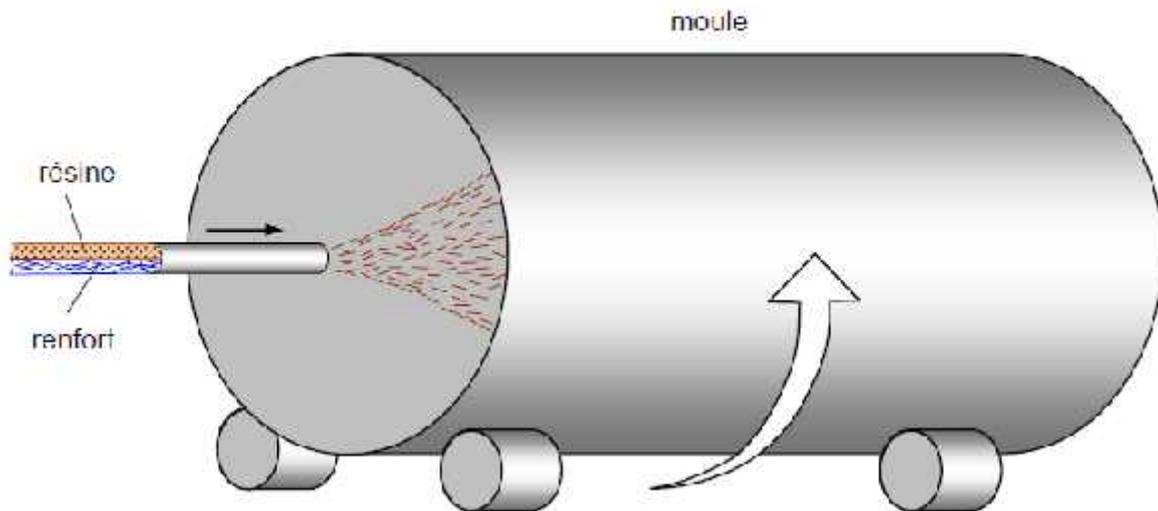


Figure I.10 : Principe de moulage par centrifugation [8].

I.4. Structure des matériaux composites

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types [12]

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

I.4.1. Les monocouches

Les monocouches sont les éléments de base des structures composites. Des fibres unidirectionnelles placées dans le plan médian sont emprisonnées dans une matrice polymère. Ils sont caractérisés par le type de renfort utilisé : des fibres longues (unidirectionnelles ou non), courtes, sous forme de tissus, de rubans [13]

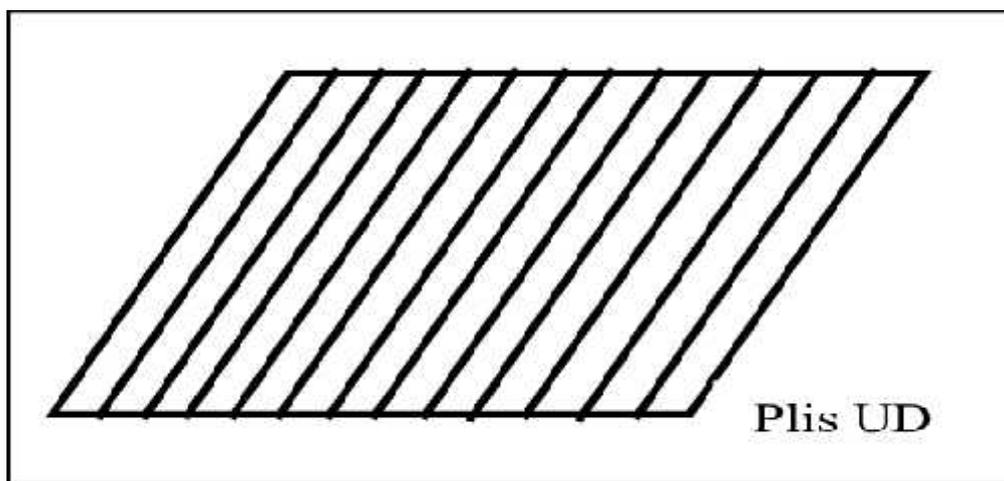


Figure I.11 : Composite monocouche.

I.4.2. Les Stratifiés

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données, constituées de divers matériaux (figure I.12). Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement, information qui fournit de manière synthétique l'orientation des diverses couches d'un stratifié. L'avantage que présentent les composites stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure [14]

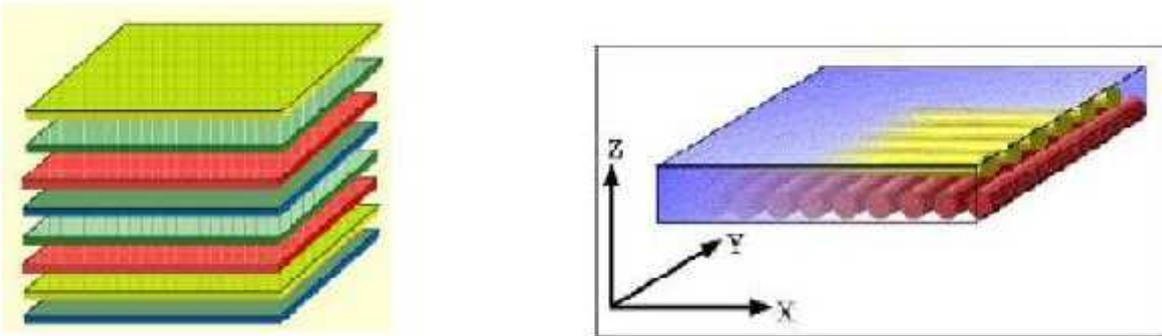


Figure I.12: Plaques stratifiées.

I.4.3. Sandwichs

Matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande légèreté isolant en flexion et c'est un excellent thermique [15].

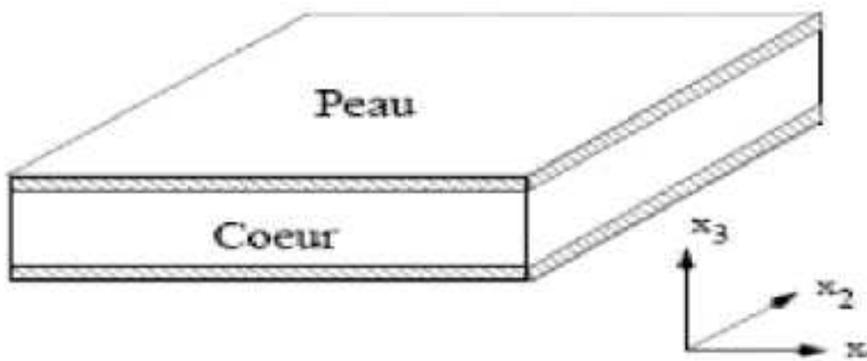


Figure I.13: Composite sandwich.

I.5. Les domaines d'utilisation

Les matériaux composites de nos jours prennent une place prépondérante dans différents domaines :

- Électricité et électronique ;
- Bâtiment et travaux publics ;
- Transports routiers, ferroviaires, maritimes, aériens et spatiaux (notamment militaire) ;
- Santé (instrumentation médicale). [16]

I.6. Les matériaux composites qui contiennent de la couture à l'intérieur

Les matériaux composites stratifiés sont capables de résister des efforts mécaniques importants dans leur plan de stratification (sens fibre), mais leur comportement hors plan (dans l'épaisseur) est leur principale faiblesse.

L'apport des coutures est un moyen prometteur qui vise à renforcer la cohésion de la stratification. La réalisation de la couture se fait par plusieurs méthodes ou bien techniques varier selon l'objectif souhaité et la technologie utilisée il existe plusieurs techniques et modes de couture, on distingue :

I.6.1. Le "Z-pin"

Le "Z-pinning" ou "Z-pin", est l'une de toutes premières technologies développées pour le renforcement dans l'épaisseur des stratifiés classiques 2D [17], [18]. Le principe consiste en un "simple" épingleage ou cloutage à travers l'épaisseur du stratifié. Ce cloutage est automatisé et peut-être réalisé avec des renforts de différentes matières.

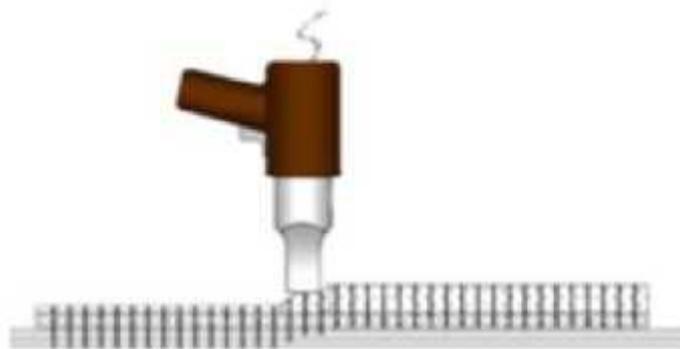


Figure I.14 : Principe du cloutage "Z-Pin". [17]

I.6.2. Les stratifiés cousus

Dans cette catégorie, on peut citer la famille des multidirectionnels cousus, appelés aussi NCF (Non Crimp Fabric). Il s'agit de nappes unidirectionnelles empilées suivant des angles variés et assemblées par une couture. [17]

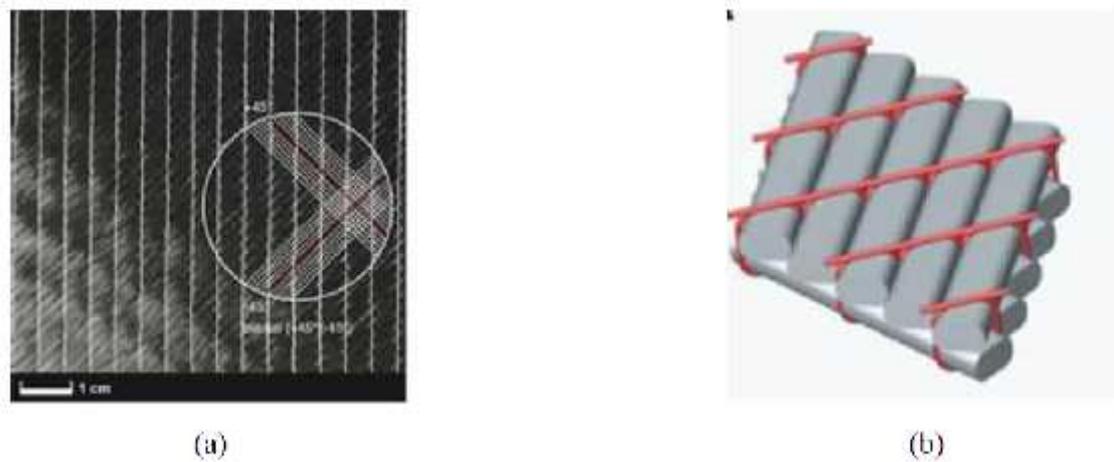


Figure I.15 : Renforts de type NCF. (a) : tissu de carbone, (b) le Tram et la Chain avec couture [17]

La particularité de cette famille de renforts est que le fil de couture n'a pas de rôle structural. Il vise principalement à améliorer la maniabilité de la préforme. Il s'agit d'une technologie de couture particulière où le fil d'assemblage (généralement en thermoplastique) ne traverse pas les torons.

I.6.3. Le "Lock Stitch"

Comme son nom l'indique, le 'Lock Stitch' est une couture fermée. Ce mode de couture est l'un des plus courants. L'aiguille et le fil supérieur traversent la préforme, le crochet de la canette tire le fil supérieur et l'enlace avec le fil inférieur pour former une boucle au milieu de la préforme (Figure I.16)

La tension de la couture provient de deux parties : tension du fil supérieur et tension du fil inférieur. Les deux faces de l'empilement doivent obligatoirement être en contact avec le mécanisme de couture. Le 'lock Stitch' est très utilisé dans l'industrie du revêtement textile (habillement compris) en raison de son attrait esthétique. [18]

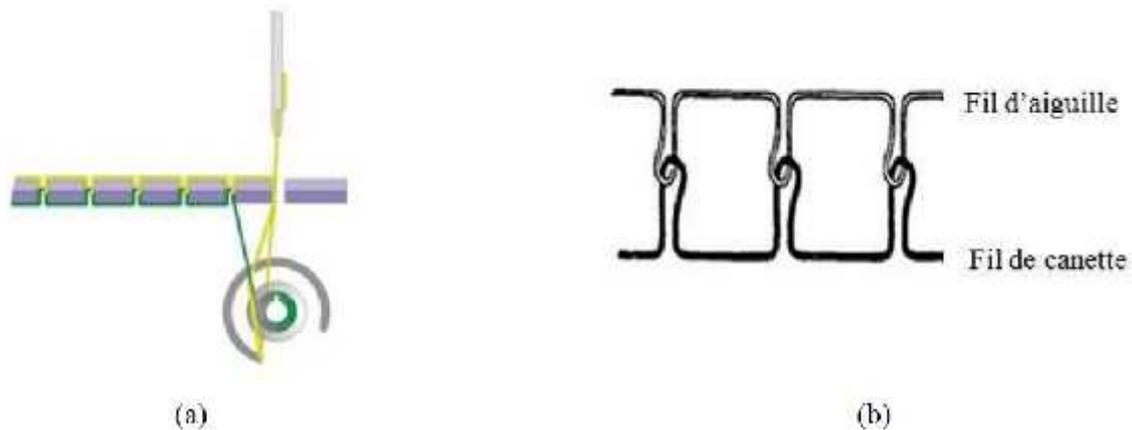


Figure I.16 : Principe du Lock Stitch. (a) : Principe de couture Lock Stitch, (b) : Profile de couture [18].

I.6.4. Le "Chain Stitch"

Ce mode de couture permet la création d'un lien transversal en n'utilisant qu'un seul fil (Figure I.17). Il peut être réalisé avec un mécanisme similaire à celui de 'Lock Stitch'. [18]

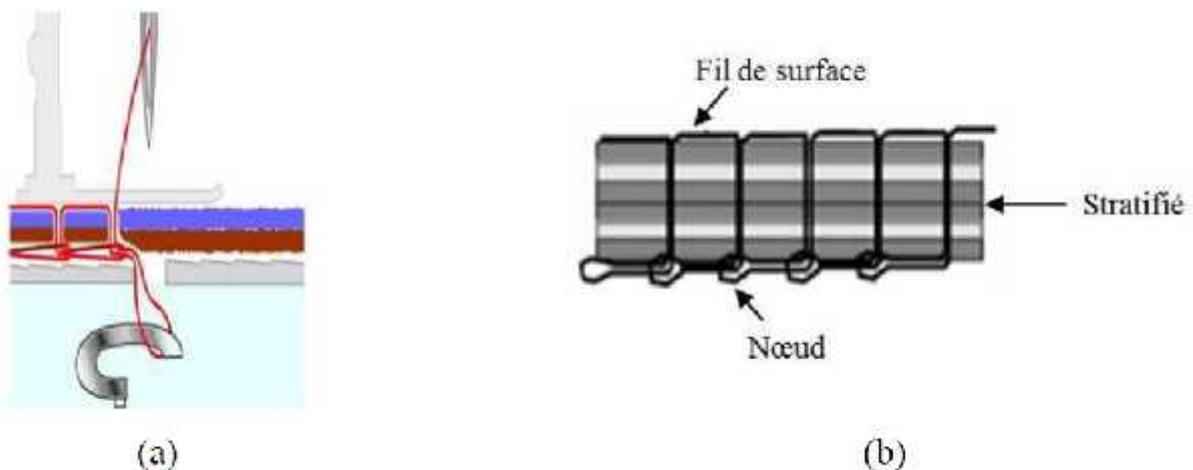


Figure I.17 : Principe du 'Chain Stitch'. (a) : Principe de couture Chain Stitch', (b) : Profile de couture [18].

I.6.5. Le "Modified Chain Stitch"

Dans ce mode de couture, la tension du fil est réglée de façon à ce que les noeuds se forment à la surface du stratifié, plutôt qu'à l'intérieur. Ceci minimise la distorsion du stratifié. Il s'agit de la méthode la plus employée, car c'est la plus simple et la moins pénalisante pour les renforts transversaux. (Figure I.18) [18]

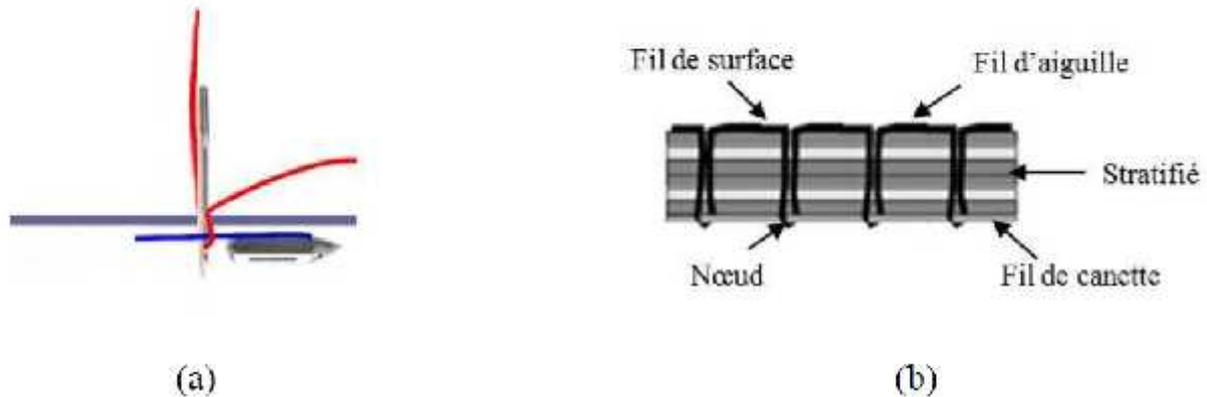


Figure I.18 : Les renforts transversaux. [18]

Pour l'industrie du composite et du textile technique en général, certains modes de couture ont été développés pour être automatisés en faisant appel à la robotique. Parmi ceux ci, on peut citer : Le 'Tufting', le 'One-Sided Stitching', et le 'Blind Stitching' [18].

Ces trois procédés de couture sont développés et distribués par la société KSL GmbH (Allemagne). Depuis 2010.

I.6.6. Le "Tufting"

Le 'Tufting' est quelque peu différent des modes décrits ci-dessus, il s'apparente plus au 'Z-pinning', dans le sens où il s'agit d'une couture ouverte rappelant le cloutage. Le principe consiste en l'insertion d'un fil de renfort dans le sens Z ; qui peut être aussi exécuté sous différents angles. Le fil est introduit avec une très faible tension et l'aiguille se retire en laissant une bouclette. La profondeur de pénétration est ajustable. Le plus souvent, la bouclette est externe au stratifié et déborde de quelques millimètres. [18]

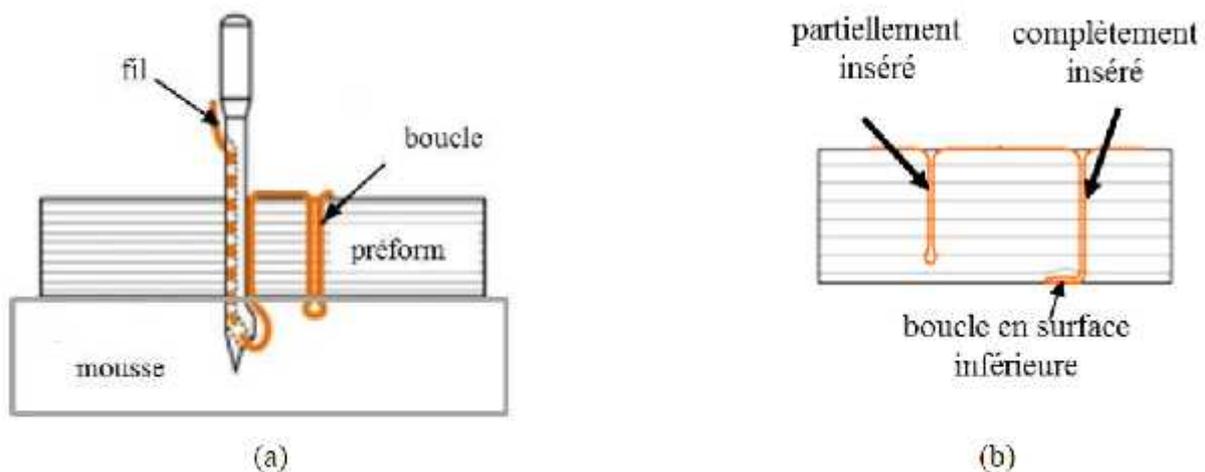


Figure I.19 : Principe du 'Tufting' (a) : Principe de couture 'Tufting', (b) : Profil de couture [18].

I.6.7. "L'OSS"

La technologie OSS, permet de réaliser des coutures fermées en n'utilisant qu'un seul fil. La deuxième aiguille, qui est en réalité un crochet, est synchronisée avec l'aiguille qui porte le fil. Elle pénètre la préforme à 45° et récupère le fil en face inférieure, ce qui permet de réaliser une boucle après le passage de l'aiguille dans l'épaisseur de la préforme. [18]

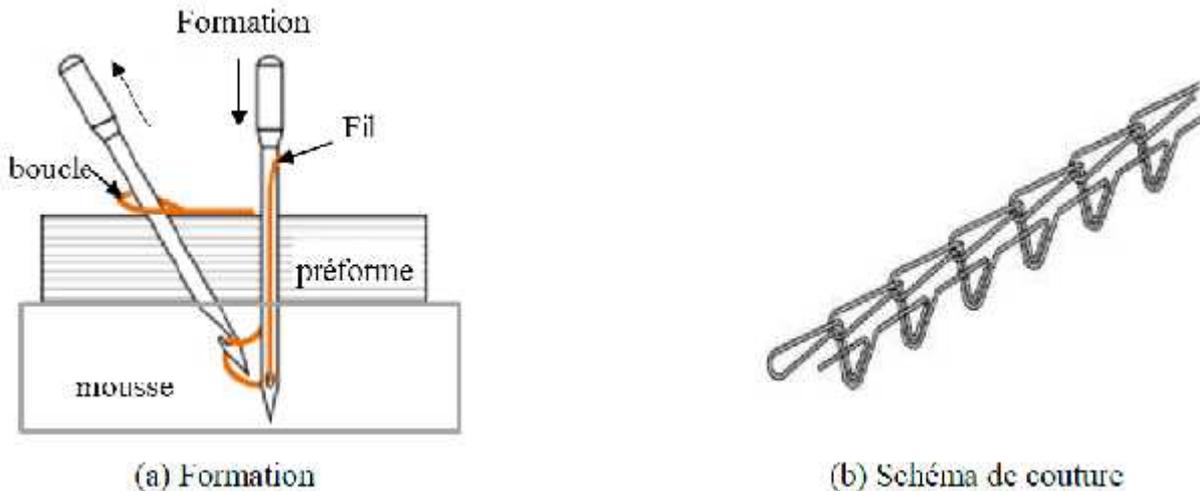


Figure I.20 : Principe de la couture "OSS". (a) : Principe de couture 'OSS', (b) : Profile de couture [18].

I.6.8. Le "Blind Stitching"

Dans la technique du 'Blind-Stitch', les couches de tissus secs sont liées par une aiguille courbe qui insère une boucle de fil unique dans une trajectoire courbe. L'extrémité de la boucle est saisie par un crochet séparé et verrouillée avec la boucle du fil précédent. [18]

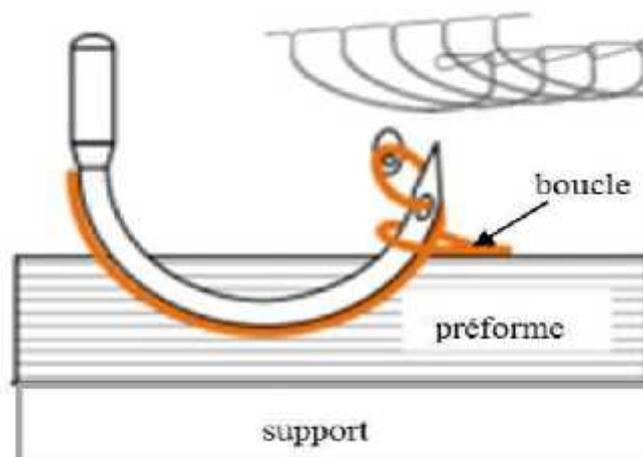


Figure I.21 : Couture de type "Blind Stitching". [18]

Un avantage indéniable des procédés de couture de type 'Tufting' et 'Blind-Stitching' est que le renforcement ou l'assemblage des préformes peut être réalisé directement dans

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

l'outillage destiné au moulage. Ce point peut être une source d'importants gains en productivité. Cependant, particulièrement pour le Blind 'Stitching', le mode d'introduction de l'aiguille et son parcours au sein de la préforme provoquent des endommagements dans le renfort initial avec des conséquences sur les propriétés finales de la structure.

En ce qui concerne les méthodes de couture, il y en a beaucoup mais nous ne nous souviendrons que des plus importantes, qui sont montrées dans le tableau suivant :

Tableau I.2 Différents modèles de couture..

No	Stitching parameter			Sample diagram representation	
	Stitching pattern	Stitch length	Stitch gaps	Model	Photographic picture
1	Straight stitched (0°)	5mm	2cm		
2	Square quilte d stitched (0°/90°)	5mm	2cm		
3	Diagonal stitched (45°)	5mm	2cm		
4	Diamond quilte d stitched (-/+45°)	5mm	2cm		
		5mm	3cm		
		5mm	4cm		
		7.5mm	2cm		
		1cm	2cm		

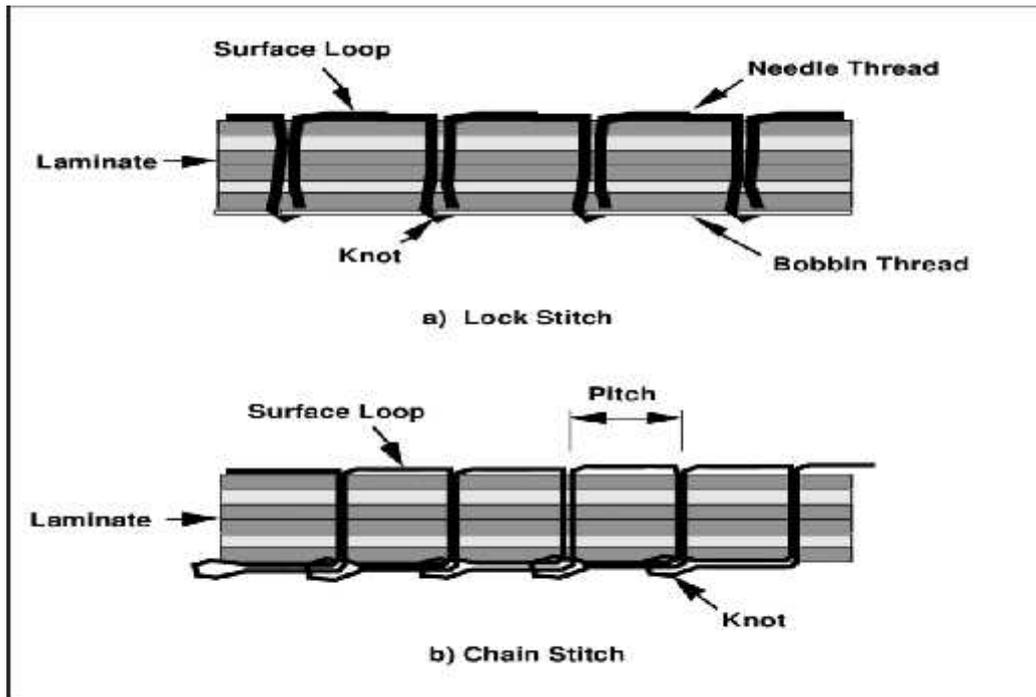


Figure I.22: Schéma illustratif montre le (Stitch length) et (Stitch step ou bien stitch gaps).

I.7. Avantages des composites

Ils sont beaucoup plus légers, ce qui est un gain énorme au niveau du poids de l'avion qui est nettement réduit. L'avion consomme donc moins de carburant.

Ils sont bien sûr insensibles aux produits chimiques tels que les huiles, les liquides hydrauliques...

- Il y a l'assurance d'en disposer beaucoup et pendant longtemps, ce qui n'est pas le cas des métaux dont le prix augmente vertigineusement ;
- On peut créer des matériaux de toutes les formes, de toutes les épaisseurs, en fonction de la demande. Ils offrent de grandes possibilités de maniement ;
- Ils se déforment moins en fonction de la température et de la pression ce qui est un des gros enjeux des matériaux utilisés en aviation commerciale. Ils sont peu sensibles à l'humidité, la chaleur, la corrosion. [19]

I.8. Conclusion

Les matériaux composites sont des matériaux qui connaissent un immense succès et développement en matière de leur fabrication et leur utilisation efficace dans divers domaines industriels.

Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

Le prochain chapitre s'intéresse aux mécanismes d'endommagement et de rupture des structures stratifié.

II.1.Introduction

Dans le domaine de la mécanique de la rupture, il faut noter que tout processus mécanique produit au sein d'un matériau une " discontinuité" locale de matière appelée fissure.

On entend parler souvent d'initiation de la rupture, cette dernière peut être considérée comme la création de microfissures à l'échelle microscopique (celle des constituants) à partir d'un défaut. On parlera donc de microfissuration.

La propagation de la rupture est le résultat de la création de nouvelles surfaces de ruptures à l'échelle macroscopique (plusieurs fois celle des constituants), à partir de microfissures existantes. On parlera aussi de macro-fissuration.

Dans le cas des matériaux composites, l'initiation de la rupture se produit discrètement bien avant l'observation d'un changement du comportement macroscopique.

Ce 2^{ème} chapitre est consacré à la description de l'endommagement qui représente un danger pour les matériaux composites.

Ce sujet est très vaste. Nous avons donc privilégié les aspects qui sont en rapport direct avec l'objet de nos travaux pour définir et expliquer ces phénomènes d'endommagement et de rupture et les techniques à suivre pour éviter les dégâts irréparables.

II.2. Définition de l'endommagement

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

Un niveau d'endommagement peut être relié directement à des propriétés physiques parce que l'endommagement est caractérisé par des modifications en principe observables. Les phénomènes d'endommagement tels que les microdéformations, la dégradation des surfaces, les microfissures, les microcavités, la corrosion, et le vieillissement, sont tous observables, mais parfois ils sont difficiles à mettre en évidence. . [20]

II.3. Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel

II.3.1. Composite unidirectionnel

Un composite unidirectionnel est constitué de fibres parallèles disposées dans une matrice (figure II.1). Ce type de matériau constitue la configuration de base des matériaux composites à fibres, d'où l'importance de son étude. [21]

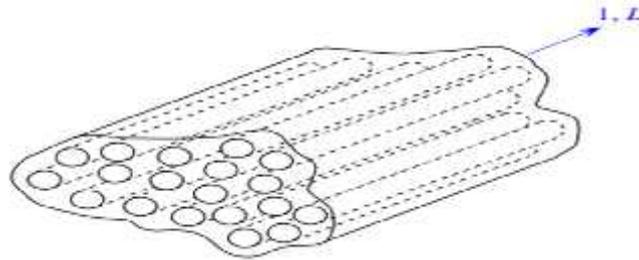


Figure II.1 : Composite unidirectionnel.[21]

II.3.2. Rupture de fibre

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_{fu} de la fibre (figure. II.2).

La rupture de la fibre produit une concentration de contraintes au voisinage de la rupture.

La redistribution de ces contraintes, et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement de :

- la contrainte à la rupture des fibres.
- la capacité de la matrice à absorber l'énergie à libérer.
- propriétés de l'interface de fibre-matrice, etc.

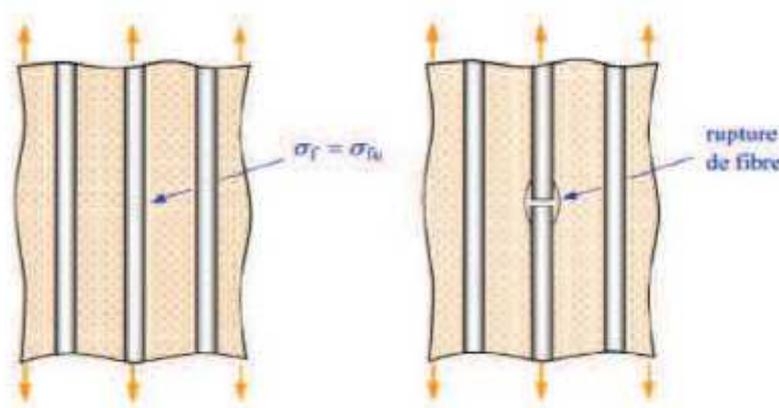


Figure II.2 : Rupture de fibre.[20]

II.3.3.Fissuration matricielle

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par fissuration (figure. II.3), lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, soit par fissuration longitudinal (Figure. II.4) lorsque la contrainte de cisaillement σ_m dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture σ_{mu} généralement au voisinage d'une fibre. Ce dernier mode de rupture, appelé « splitting » ; par les anglo-saxons, se produit lorsque la contrainte de décohésion est supérieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice : $\sigma_d > \sigma_{mu}$

Dans le cas contraire ou $\sigma_d < \sigma_{mu}$ il se produit une rupture par décohésion de l'interface fibre-matrice (Figure. II.3). [20]

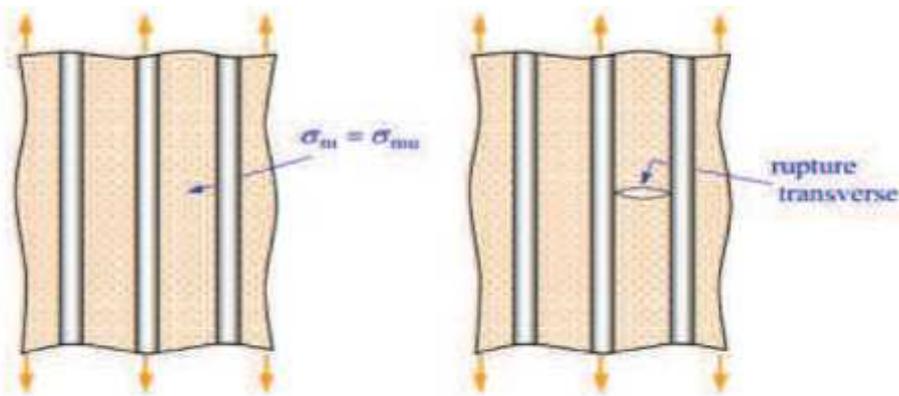


Figure II.3 : Rupture transversale de la matrice.[20]

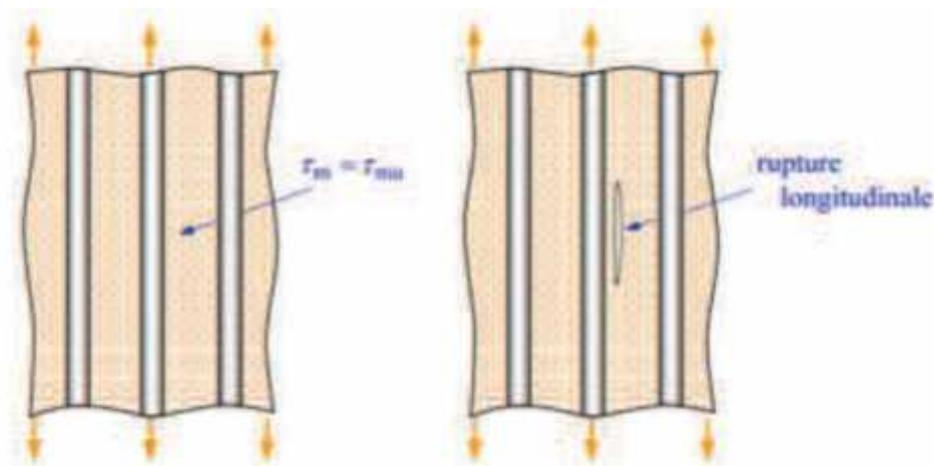


Figure II.4 : Rupture longitudinale de la matrice.[20]

II.3.4. Décohésion fibre-matrice

La rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de ces divers mécanismes élémentaires. (Figure. II.5).

L'initiation, puis la propagation de la rupture dépendent :

- Des propriétés des fibres et de la matrice ;
- De l'interface fibre-matrice ;
- De la fraction volumique des fibres ;
- De l'état et des conditions de sollicitations mécaniques imposées.

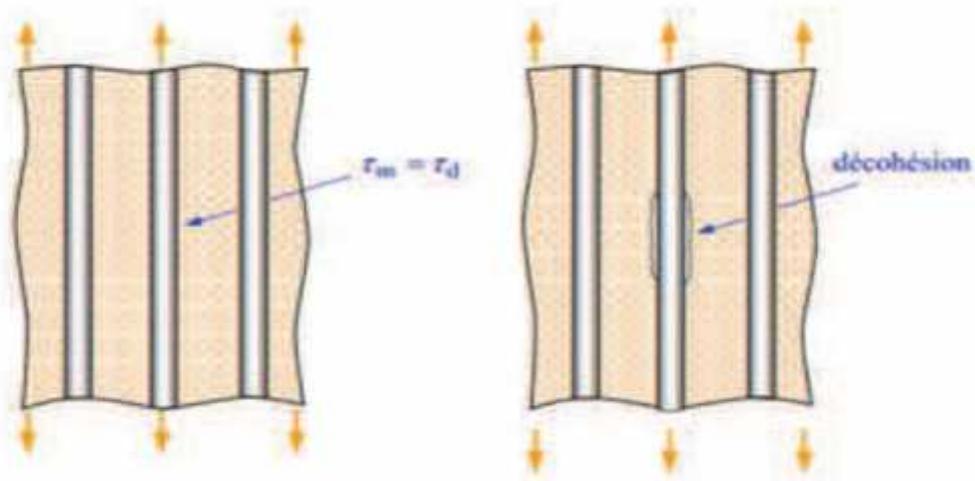


Figure II.5 : Décohésion fibre-matrice.[20]

Dans le cas d'un composite à fibres unidirectionnelles sollicité parallèlement aux fibres, on peut distinguer les cas suivants :

- **Cas d'une interface très forte :** si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée soit par rupture de fibres, soit par rupture de la matrice comme si elle n'avait rencontré aucun obstacle, la rupture observée sera de type fragile.
- **Cas d'une interface très faible :** la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohésion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance.
- **Cas d'une interface ayant des propriétés intermédiaires :** la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface. .[20]

II.4. Techniques de détection de l'endommagement

La technique la plus simple à mettre en œuvre est l'observation à l'aide d'une binoculaire ou d'un microscope optique, permettant éventuellement une observation continue des phénomènes de rupture au cours des essais.

Le mécanisme d'endommagement dans ces matériaux est encore plus important il dépend des capacités prédictives du modèle de comportement qui sera développé.

En plus des analyses micrographiques seront utilisées : l'émission acoustique, les radiographies par rayons X et l'observation par microscopie. [21]

II.4.1. Emission acoustique

L'émission acoustique est une technique qui nous permet d'entendre des sons créés par des événements se produisant dans les matériaux (notamment des endommagements).

Par exemple lorsqu'une fissure est créée, une certaine énergie est libérée sous la forme d'une onde élastique [21]

Cette technique nous permet d'enregistrer ces ondes en temps réel. Pour capter ces ondes, on utilise deux (ou plus) capteurs piézoélectriques qui convertissent l'énergie mécanique en signaux électriques. Lorsqu'un mécanisme de rupture se produit au sein d'un matériau, il se crée localement une discontinuité du champ des déplacements et des contraintes. Cette discontinuité appelée « événement » devient la source d'une onde de déformation qui se propage dans le matériau.

À la surface du matériau, un capteur adapté traduit l'onde reçue en un signal électrique qui est ensuite amplifié, puis analysé. Le domaine des fréquences étudiées s'échelonnent généralement de 50 kHz à 1 MHz. (Figure.II.6.) [21]

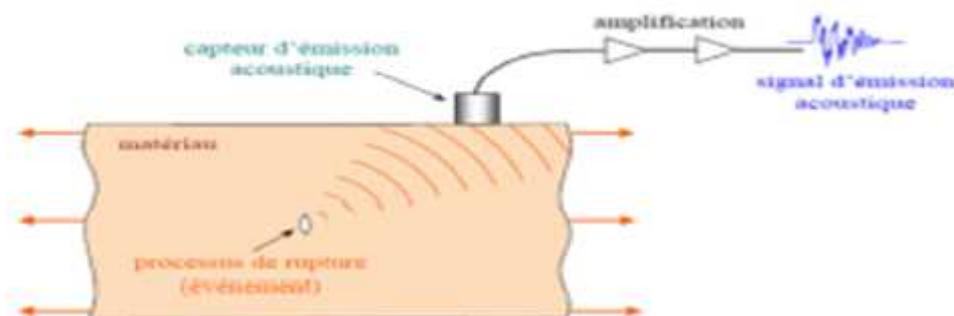


Figure II.6 : Processus d'émission acoustique.[21]

II.4.2. Radiographies par rayons X

La radiographie par rayons X est une technique qui nous permet d'obtenir des images dont le contraste dépend de la densité du matériau et de son épaisseur. Grâce à cette technique, on observe une projection de certains endommagements comme les fissures matricielles (des lignes droites) ou le délaminage sous la forme de taches diffuses.

Le fonctionnement de cette technique est assez simple. D'un cote, nous avons le foyer de rayons X, de l'autre une surface sensible aux rayons X et entre les deux on place l'échantillon.

Les différents endommagements subis par l'échantillon créent des espaces «vides», mais ce vide n'ajoute pas assez de contraste pour pouvoir être observé. C'est pourquoi on doit traiter l'échantillon avec un opacifiant qu'on vient déposer sur la surface libre et qui remplit, par capillarité, ces espaces vides. Cet opacifiant est composé de 60g d'iodure de zinc, 10 ml d'eau distillée, 10 ml d'alcool isopropylique et quelques gouttes de mouillant photoflow. (Figure II.7)

Il est également possible d'observer l'état de fissuration d'une éprouvette par radiographie à l'aide d'un scanner médical. [22]

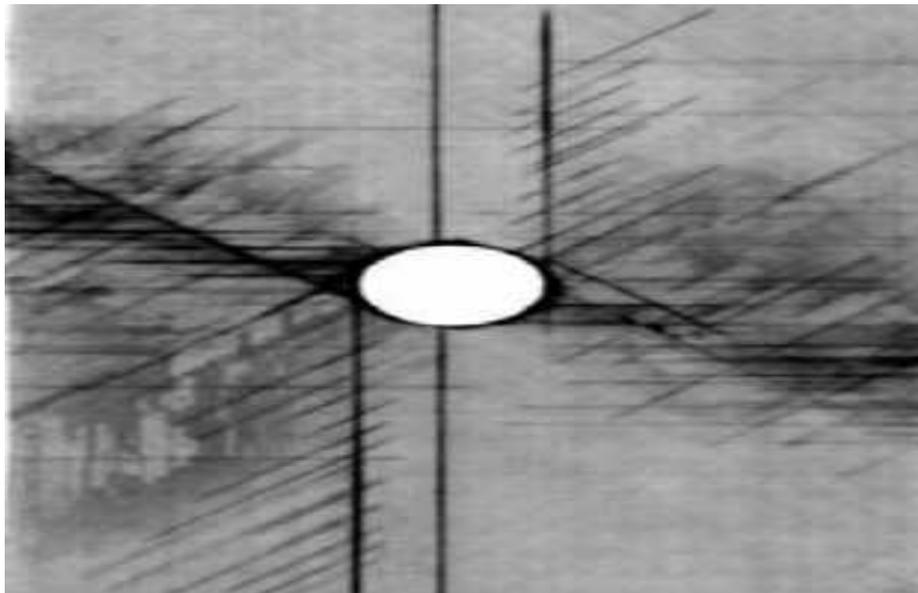


Figure II.7 : Image obtenu par rayons [22]

II.4.3. Observation par microscopie

La technique la plus simple à mettre en œuvre est l'observation à l'aide d'une binoculaire ou d'un microscope optique, permettant éventuellement une observation continue des phénomènes de rupture au cours des essais. L'observation est ponctuelle et la profondeur de champ limitée. La microscopie électronique à balayage augmente cette profondeur, tout en permettant d'atteindre des grossissements élevés.

Les (Figure II.8) et (Figure II.9) montrent les micrographies obtenues dans le cas de la fissuration transverse de composites présentant une faible adhérence fibre-matrice et une adhérence élevée. [23]

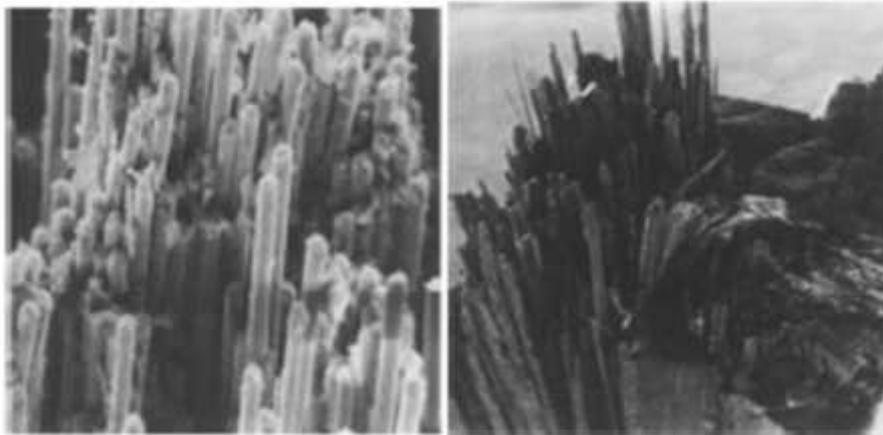


Figure II.8 : Surface de rupture associée à une faible adhérence fibre-matrice dans le cas d'un composite à fibre de carbone. [23]



Figure II.9 : Surface de rupture associée à une bonne adhérence fibre-matrice dans le cas d'un composite à fibre de carbone. [23]

II.5.Conclusion

L'endommagement des matériaux composites fait l'objet de nombreuses études depuis une vingtaine d'années.

Le but de ces études étant de permettre un dimensionnement plus fin des structures en se basant sur les phénomènes d'endommagement qui conduisent à la rupture d'un matériau.

Le chapitre suivant va présenter les étapes d'élaborations et les outils utilisés pour réaliser des stratifiés en verre époxy au niveau de l'atelier de composites de la société Air Algérie.

III.1.Introduction

Ce chapitre présente les moyens utilisés pour l'élaboration des éprouvettes avec ou sans couture.

La première étape consiste d'abord à préparer les outils utilisés pour la fabrication des stratifiés en verre époxy, qui sont constitués essentiellement de tissu de verre (avec et sans couture) et de résine.

III.2.Préparation du tissu

Le type de tissu de verre utilisé dans notre cas pratique est de type 'D' qui se caractérise par de hautes propriétés diélectriques. (Figure III.1)

Cet usage est très répandu dans des applications basses et hautes performances. Les fibres sont utilisées pour réduire le poids en améliorant les performances.



Figure III.1 : Rouleau de tissu de verre Type (D).

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

Le découpage du tissu est réalisé en 20 morceaux de dimensions 400x400 mm (Figure III.2). Ces derniers ont été disposés comme suit : 01 pli, 02 plis, 03 plis et 04 plis en deux lots.

Le premier lot pour la réalisation des éprouvettes de traction avec couture, le second pour la réalisation des éprouvettes de traction sans couture.



Figure III.2 : Tissu de verre découpé selon les dimensions des plaques.

Après le découpage du tissu et la préparation des plis, l'étape suivante est la réalisation de la couture des plis. Ces plis sont disposés de manière symétrique et constituent 8 plaques :

- **1^{ère} plaque** : 1 pli sans couture ;
- **2^{ème} plaque** : 1 pli avec couture ;
- **3^{ème} plaque** : 2 plis sans couture ;
- **4^{ème} plaque** : 2 plis avec couture ;
- **5^{ème} plaque** : 3 plis sans couture ;
- **6^{ème} plaque** : 3 plis avec couture ;
- **7^{ème} plaque** : 4 plis sans couture ;
- **8^{ème} plaque** : 4 plis avec couture.

La couture a été réalisée par une machine à coudre Singer (figure.III.3) à l'aide de fil de pêche ordinaire d'un diamètre de **0.1mm** (figure III.4), le type de couture utilisé dans cette expérience est le (**Chain Stitch**) (Figure III.5)



Figure III.3 : Machine à coudre Singer.



Figure III.4 : Bobine de fil de pêche ordinaire.

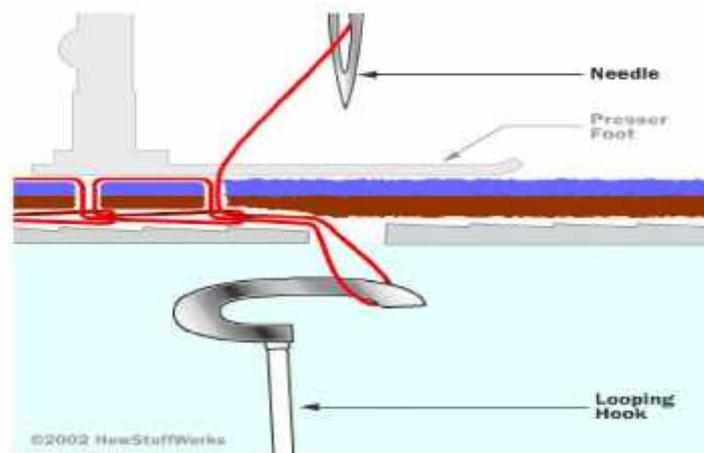


Figure III.5 : Le 'Chain Stitch'.

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

La couture a été effectuée selon les étapes suivantes:

- 1) Préparation des plis (1pli, 2plis, 3plis, 4plis) ;
- 2) Fixation des plis par du papier collant (Figure III.6), et collage d'une feuille blanche tracée selon les traits parallèles de couture et ce afin d'obtenir des petites carreaux pour l'orientation de la couture (Figure III.7) ;



Figure III.6 : Stratifié fixé par du papier collant



Figure III.7 : Exemple d'un type des traits orientés en 0°, 90°, 45°.-45°.

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

- 3) Montage du fil de pêche dans la machine à coudre et réglage du pas de la couture ou bien « Stitch length » (4mm). (Figure III.8)

Avant de commencer à coudre il faut prendre en considération que « le stitch step » (distance entre les lignes de couture) est de 20 mm.

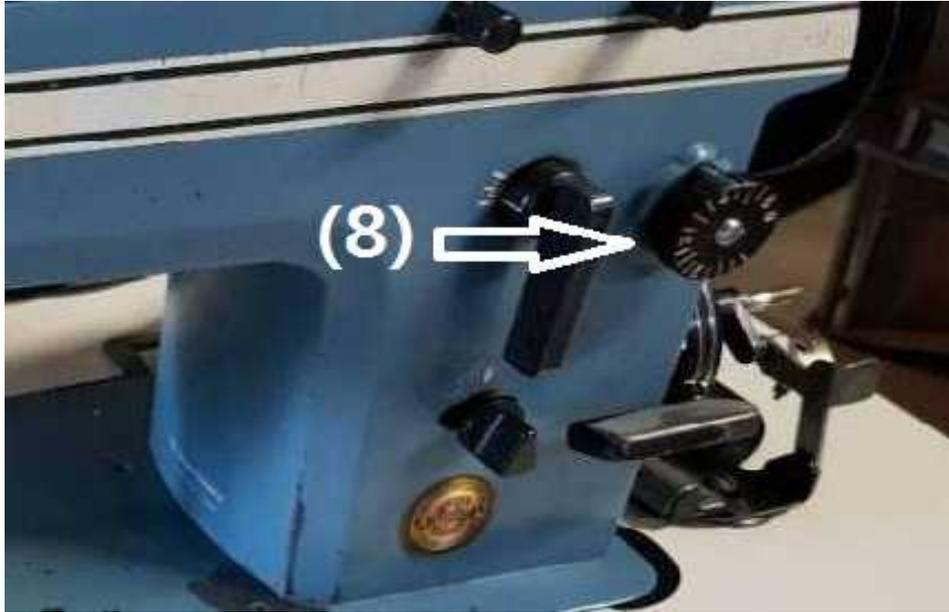


Figure III.8 : Type de pas choisi.

Pour le cas de notre expérience la couture a été réalisée pour: 1pli, 2plis, 3plis et 4plis (Figure III.9)



Figure III.9 : Exemple de couture (1plis 2plis 3plis 4plis).

III.3. Propriétés de la résine et matériels nécessaires

III.3.1. Propriétés de la résine

La résine fournie par l'atelier de composite d'Air Algérie et utilisée dans ce projet est une résine EPOCAST 50-A1 US et HARDENER 946 US (Figure III.10), livrée par HUNTSMAN sous forme de kit hermétique.

Les résines EPOCAST 50-A1 US et HARDENER 946 US sont des matières plastiques thermodurcissables, c'est-à-dire qu'elles durcissent à température ambiante grâce à l'association d'un accélérateur (Catalyseur).

Les deux produits chimiques sont différents, l'un est le complément de l'autre.

A. **EPOCAST 50-A1 US** : est la résine principale.

B. **HARDENER 946 US** : est le durcisseur pour le glaçage (permet d'obtenir une surface de la plaque plus lisse).

On ajoute le durcisseur pour éviter une réaction exothermique (élévation de la température de la résine), cette transformation est irréversible.

Le tableau suivant donne quelques caractéristiques de cette résine (Tableau III.1).

Tableau III.1. Caractéristiques de la résine la EPOCAST 50-A1 US.

Caractéristiques mécanique	Valeur
Densité	1,2±0,2
Viscosité	800 Mpa.s
Durée de vie en pot après mélange	20 à 40 minutes
Résistance en compression	>70 Mpa
Résistance à la flexion	> 61 Mpa

Le premier produit (A) : est la résine utilisée, de couleur presque incolore est constituée de chaînes de polymères.

Le second produit (B) : est le durcisseur qui permet de provoquer la fermeture des chaînes de polymères.



Figure III.10 : Résine EPOCAST 50-A / Durcisseur HARDENER 946 US

III.3.2. Matériels utilisés en atelier

a) Protection individuelle

- Gants en latex ;
- Masques à poussières.

b) Produits jetables

- Acétone;
- Agent démoulant FREKOTE 700-NC;
- Bâtonnets de bois;
- Tissu cousu unidirectionnel et mat (UMA121010);
- Gobelets ;
- Membranes;
- Feutre de drainage (breather/bleeder cloth);
- Film perforé (release film);
- Sac à vide (bagging film);
- Tissu d'arrachage (peel-ply);
- Résine époxy
- Ruban à masquer;
- Ruban scellant (tacky tape).

c) Matériel réutilisable

- Balance (précision aux 0,01 g minimum);
- Calculatrice;
- Ciseaux;

- Connecteur à vacuum;
- Manomètre à vide;
- Moule (plaque);
- Pinceaux à soies dures;
- Pompe à vide;
- Rouleaux déballeur.

III.4.Elaboration des plaques stratifiées verre/époxy

L'élaboration du stratifié verre / époxy est réalisée par la méthode dite « Moulage sous vide ». Le tissu est déjà préparé et découpé aux dimensions 400x400mm (pour les essais de traction).

III.4.1.Le moulage sous vide

Le moulage sous vide est une variante de moulage contact. Il permet d'obtenir des pièces plus performantes. Souvent, il est même possible de conserver les moules utilisés pour le moulage contact lors du passage vers le moulage sous vide. Il suffit de s'assurer de l'étanchéité du moule et de le modifier de manière à avoir un rebord permettant de sceller la pièce. Le laminage initial de la pièce est effectué comme dans le cas du moulage contact. Toutefois, une fois le moulage complété, la pièce est ensachée et mise sous vide jusqu'à ce qu'elle soit consolidée (polymérisation de la résine) et prête à démouler. La Figure III.11 illustre le schéma de principe du moulage sous vide.

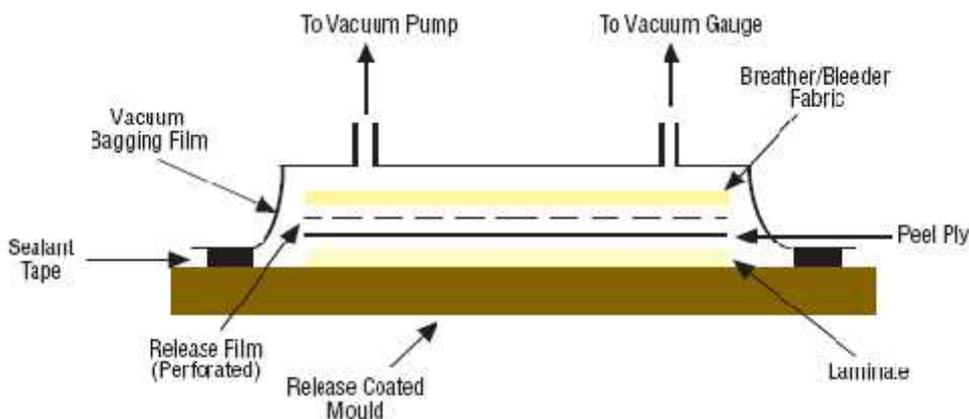


Figure III.11 : Schéma de montage du moulage sous vide.

III.4.1.1.Les avantages procurés par cette méthode sont principalement

- Augmentation du taux de renforts (v_f de 45 %) ;
- Amélioration de l'adhésion entre les plis;

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

- Extraction de l'air emprisonnée dans le laminé;
- Amélioration du contrôle de l'épaisseur du laminé;
- Ajustement des plis pour épouser le moule;
- Réduction des émanations toxiques.

Certains problèmes sont toutefois liés à l'utilisation de cette méthode, parmi lesquels on peut citer :

- Augmentation des déchets générés;
- Accroissement du nombre de manipulations lors de la fabrication et compétences additionnelles des opérateurs ;
- Risque de vaporisation des solvants des résines ;
- Augmentation de la taille des bulles d'air restantes dans le laminé.

III.4.2.Procédures

III.4.2.1.Préparation du moule, des renforts et des membranes

1. Nettoyage du moule (plaque), avec un bâtonnet de bois, de manière à ce qu'il n'y ait plus de résidus de résine ou de graisse; (Figure III.12)



Figure III.12 : Table a moule (plaque bien nettoyée)

2. Couverture du contour du moule avec nylon à l'aide de deux épaisseurs de ruban masque; (Figure III.13).



Figure III.13 : Dépose du nylon sur la plaque à l'aide de ruban

3. Découpe du tissu d'arrachage de sorte à ce qu'il dépasse le laminé sur chacun des côtés. Laisser au moins deux centimètres de surplus sur une arête de manière à faciliter son enlèvement au démoulage ; (Figure III.14)
4. Découpe du sac à vide de manière à ce qu'il dépasse légèrement le moule afin qu'il puisse le recouvrir en entier ; (Figure III.14)



Figure III.14 : Préparation du tissu d'arrachage et du sac à vide

5. Retrait du ruban masque et installation du ruban scellant sur le périmètre du moule ;
6. Pesage et relevé de la masse des renforts ;
7. Calcul de la quantité de résine nécessaire. Il faut aussi prévoir une quantité de résine additionnelle pour compenser, entre autres, la résine qui demeure dans les contenants après avoir été transvidée ;

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

8. Préparation de la résine époxy (Figure III.15) ;



Figure III.15 : Mélange de la résine

9. Pesage de la quantité de résine époxy dans un gobelet ;
10. Rajout, à la résine époxy, la quantité de durcisseur nécessaire (Figure III.16) ;



Figure III.16 : Mélange de la résine (Epocast) avec le durcisseur (Hardener)

11. Mélange de la résine en évitant la pénétration de l'air.

Note : Lors du brassage de la résine, bien racler les bords et le fond du contenant pour assurer un bon mélange.

III.4.3.Laminage

1. Application directe sur le moule (avec le nylon) une couche de résine relativement uniforme de la taille du tissu avant d'y déposer les plis (plaques de verre époxy); (Figure III.17)



Figure III.17 : Application de la résine sur le moule

2. À l'aide du rouleau débulleur et du pinceau à soies dures, imprégner complètement le premier pli en prenant soins de ne pas trop altérer l'orientation des fibres. Lorsque le pli est bien imprégné, sa couleur devrait être uniforme et il ne devrait plus absorber de résine si vous en ajoutez; (Figure III.18)



Figure III.18 : Pose du 1^{er} pli

3. Laminage des plis à la fois en s'assurant que chacun des plis de renforts soit induit complètement et uniformément avant la dépose du pli suivant.
Lors du laminage, prendre bien soins de ne pas cisailer ou déformer le tissu en traînant les fibres et éviter de faire des replis ; (Figure III.19)

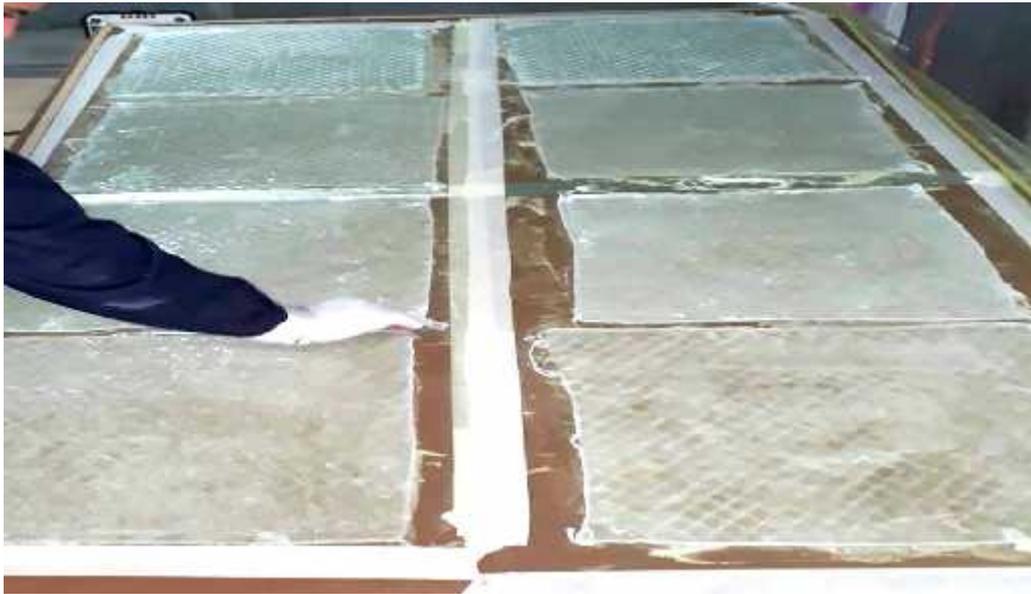


Figure III.19 : Application de la résine sur les plis.

4. Tremper rapidement les outils souillés de résine dans un bain d'acétone;
5. Après le dernier pli, application du tissu d'arrachage de manière à recouvrir toute la pièce et en s'assurant de laisser un côté dépasser suffisamment pour assurer une bonne prise lors de l'arrachage (Figure III.20) ;

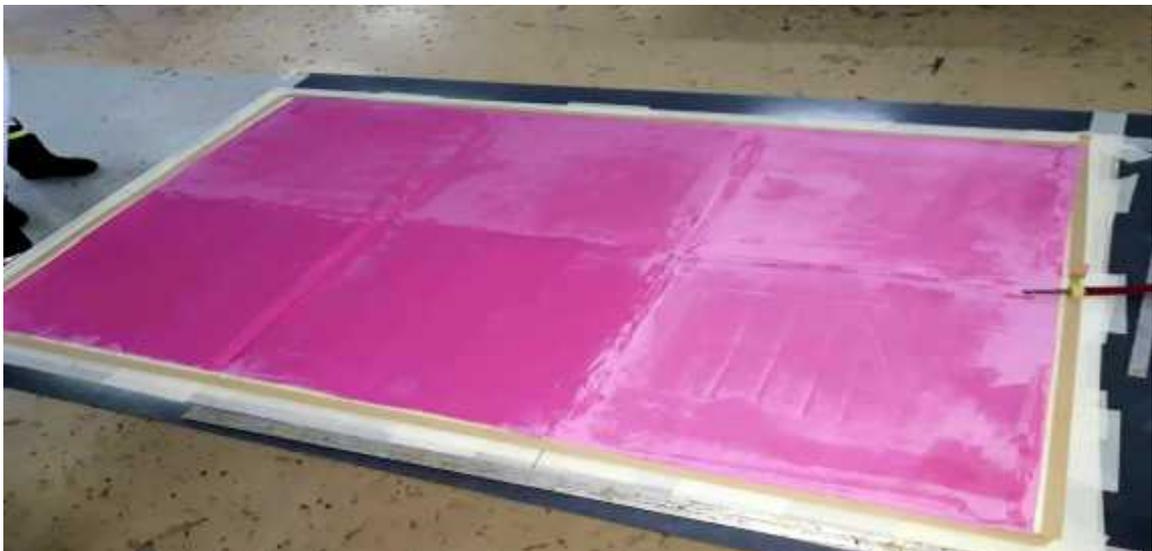


Figure III.20 : Application du tissu d'arrachage

6. Dépose du sac a vide et du nylon sur la plaque (Figure III.21) :



Figure III.21 : Phase finale du moulage

7. Branchement de la pompe à vide (Figure III.22);



Figure III.22 : Branchement de la pompe à vide

8. Réglage de la pression a -30 po.Hg (-1 atm.);

9. Recherche des fuites et leur colmatage avec du ruban scellant. Les fuites sont repérées par un bruit de sifflement et elles sont parfois visibles puisqu'un sac bien scellé adhère très bien à la plaque;
10. Identification des pièces à l'aide d'un ruban masque;
11. Nettoyage des outils utilisés et du poste de travail.

III.5. Découpage des plaques

III.5.1. Norme utilisée

A. Pour la traction

De toutes les normes relatives aux essais de traction dans le plan des matériaux composites à matrice organique, l'ASTM D3039 est la norme la plus complète, car elle renseigne également sur les conditions d'essai (température, humidité relative), qui, bien souvent, sont responsables de dispersions importantes dans les mesures effectuées.

Les dimensions recommandées selon la norme ASTM D3039 (American Society for Testing and Materials) sont représentées sur la figure suivante.

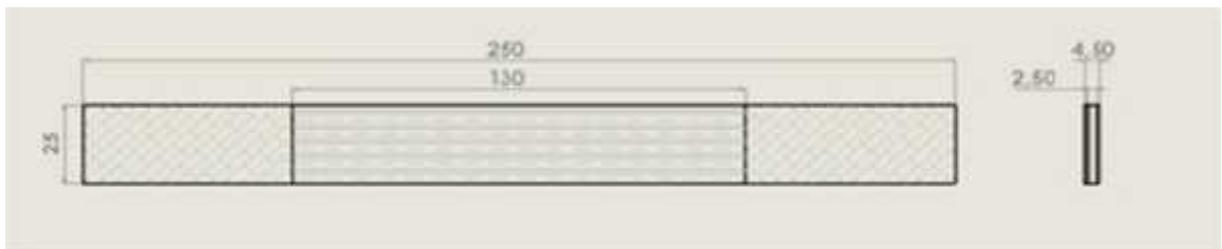


Figure III.23 : Dimensions de l'éprouvette selon la norme ASTM D3039.

Le découpage est réalisé avec une machine à découper du type guillotine automatique (ADA-PROMECCAM GS630).

Réglage à faibles vitesses d'avance, pour éviter le délaminage des couches (Figure III.24)



Figure III.24 : Découpage des plaques avec guillotine automatique

Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

Chaque plaque nous a donné 10 éprouvettes soit un total de 80 éprouvettes dont 40 avec coutures et 40 sans coutures. (Figure III.25)



Figure III.25 : Eprouvettes identifiées

Echantillons d'éprouvette de dimensions 250 x 25 mm (Figure III.26).



Figure III .26. Echantillons d'éprouvette de dimensions 250 x 25 mm pour les essais de traction

B. Mettre des fissures sur les éprouvettes

On a créé une fissuration par éprouvette de dimension (1.5 mm 2.5mm 3.5mm 4.5mm 5.5mm) sur 40 éprouvettes.



Figure III.27 : Eprouvettes avec fissures

Outils de découpe des éprouvettes (Figure III.28) .



Figure III.28 : Outils pour tracer et couper l'éprouvette.

III .6.Conclusion

La raison de l'utilisation de cette technique de fabrication (moulage sous vide) décrite dans ce chapitre est due à son faible coût et à sa facilité de réalisation.

Cette technique est utilisée dans les ateliers de composites d'Air Algérie pour la réparation des éléments d'avion.

IV.1.Introduction

L'objet de ce chapitre est consacré à la caractérisation du comportement des matériaux de notre étude. A cet effet, nous présentons les résultats des essais mécaniques (Traction) appliqués aux différentes éprouvettes décrites dans le chapitre précédent.

Enfin, une étude comparative des résultats expérimentaux relatifs aux caractérisations mécaniques obtenues sur les éprouvettes renforcées et non renforcées par couture (file de pêche) avec ou sans fissuration réalisées en composites verre/époxy ayant subis des tests de traction.

La caractérisation mécanique réalisée dans cette partie est basée sur des essais statiques de traction dans le but de déterminer les propriétés mécaniques.

IV.2.Etude expérimentale du comportement en traction

IV.2.1.Essais de traction

Pour caractériser les propriétés mécaniques du stratifié verre/époxy (module d'Young E , contrainte maximale σ_{max} et déformation à la rupture ϵ_{rup}) des essais de traction sont réalisés suivant la norme **ASTM D3039**. Ces propriétés mécaniques sont généralement déterminées comme suit :

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

IV.2.2.Dispositif expérimental

Le principe de l'essai est de placer l'éprouvette normalisée entre les mors d'une machine de traction « **ZwickRoellZ250** ». Une force est appliquée sur l'éprouvette avec une vitesse constant de « **2 mm /mn** ».

La machine est pilotée par un ordinateur équipé du logiciel « **testexpertV9.0** » et munie d'un capteur de force de **250 KN**. (Figure IV.1)



Figure IV.1 : Machine de traction.

Remarque

Une entaille, de 1mm de largeur et 1.5mm ,2.5mm ,3.5 mm ,4.5mm et 5.5mm de profondeur (a), à été créée au centre de la moitié des éprouvette et ce en raison de la fragilité au niveau des talons (b).



(a)



(b)



Figure IV.2 : Éprouvettes après les essais de traction.

IV.3. Résultats expérimentaux

L'obtention des données des essais de traction fournies par la machine est assurée au moyen d'un PC. Les résultats seront présentés dans un fichier d'extension «.TRA » et traités sous le logiciel **Excel**. A l'aide de ces données le graphe des courbes contrainte-déformation est possible pour chaque éprouvette, on obtient le module de Young ainsi que la contrainte à la rupture pour chaque type d'éprouvettes. Ceci nous donne les courbes « contrainte-déformation » ci-dessous.

L'analyse de ces courbes permet d'aboutir aux caractéristiques mécaniques du matériau.

IV.3.1. Résultats des essais de traction

IV.3.1.1. Eprouvettes verre-époxy '1,2,3,4' plis une fissure de 1.5mm et sans couture

La figure IV.3 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite « verre / époxy '1,2,3,4' plis».

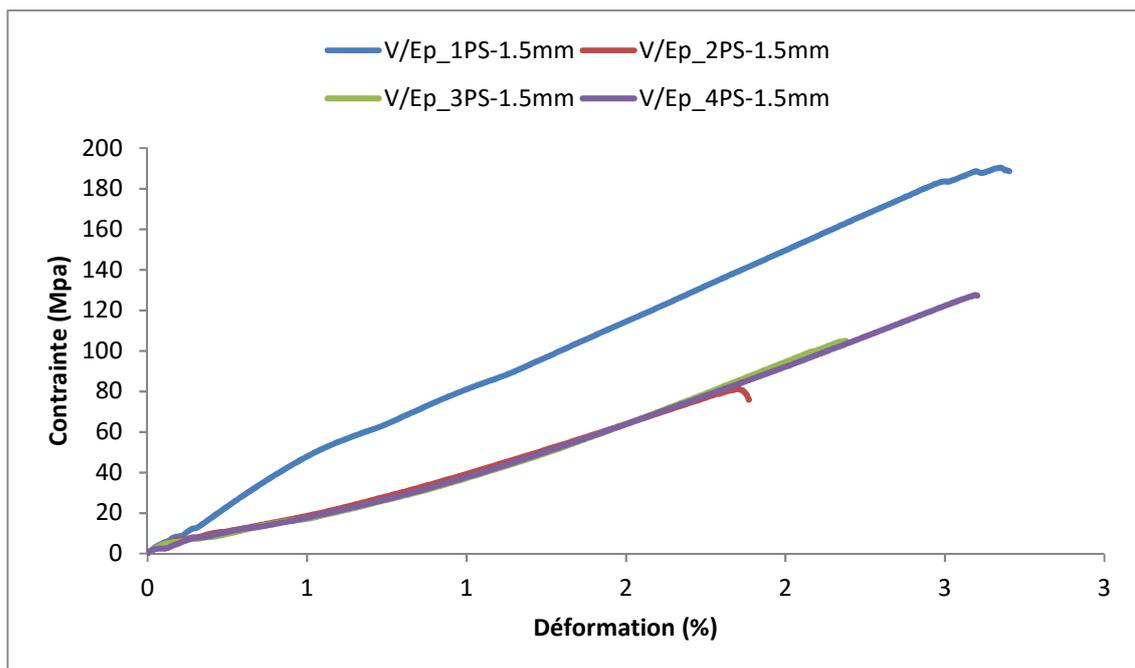


Figure IV.3 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de '1,2,3,4' plis sans couture et avec une fissure de 1.5mm.

Chapitre IV : Procédures expérimentales et analyse des résultats

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite verre-époxy sont regroupées dans le tableau suivant :

Tableau IV.1 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec une fissure de 1.5mm.

	ϵ_r^t (%)	σ_r^t (MPA)	E_1^t (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^t (MPA)
V/Ep_1PS-1.5mm	2,70	189,04	78.90	413.10	190.35
V/Ep_2PS-1.5mm	1,88	78,24	97,33	176.52	81.34
V/Ep_3PS-1.5mm	2,18	104,90	111,7	227.65	104.9
V/Ep_4PS-1.5mm	2,60	127,53	97,45	276.77	127.53

L'évolution des contraintes résiduelle KC est représentée par la Figure IV.4 :

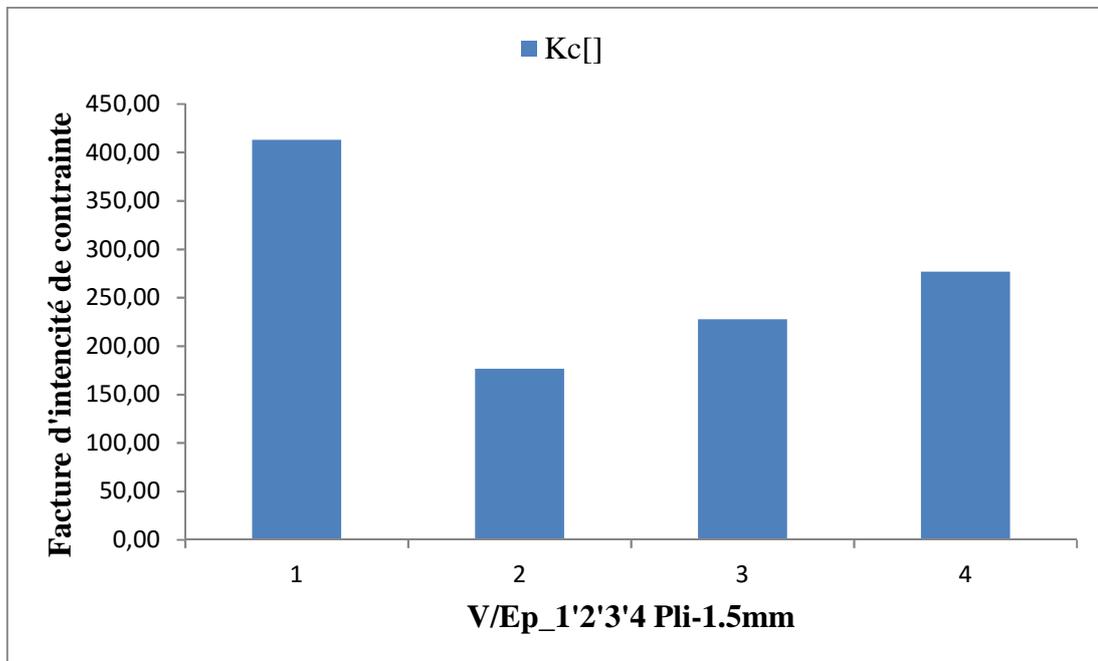


Figure IV.4 : Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1,2,3,4' plis avec une fissure de 1.5mm.

On remarque qu'il y a 2 zones, la première est linéaire (correspond à la partie élastique du matériau), la deuxième partie est non linéaire (ce qui représente le comportement plastique du matériau).

On remarque aussi, selon la courbe, que l'éprouvette verre-époxy avec 1 pli sans couture avec une fissuration de 1.5mm est plus rigide que les éprouvettes à 2, 3, et 4 plis et ce grâce au module de Young élevé (187 GPA)

Les autres courbes, pour les éprouvettes à 2,3 et 4 plis, sont presque identiques. La faible variation est due à un délaminage (glissement) entre les plis.

IV.3.1.2.Éprouvettes verre- époxy ‘1,2,3,4’ plis avec fissure de 2.5mm et sans couture

La figure IV.5 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une fissure de 2.5mm et sans couture.

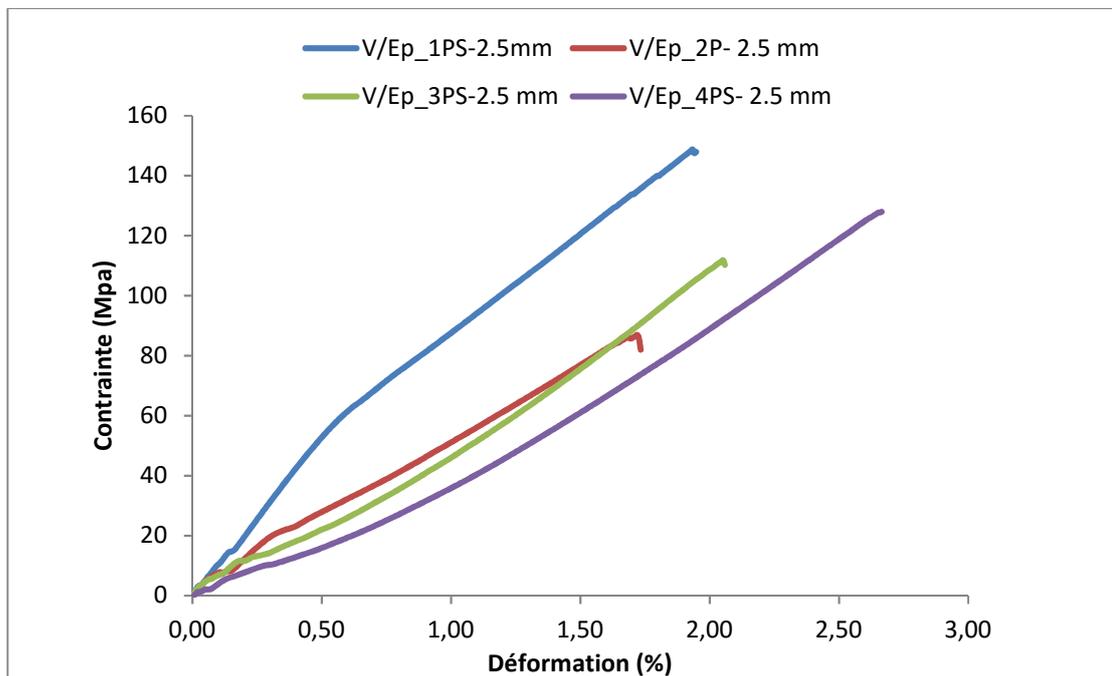


Figure IV.5 : Courbes contrainte-déformation obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1,2,3,4’ plis sans couture et avec une fissure de 2.5mm.

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite verre-époxy sont regroupées dans le tableau suivant :

Tableau IV.2 : Récapitulatif des résultats des essais de traction des éprouvettes verre- époxy de ‘1,2,3,4’ plis sans couture et avec une fissure de 2.5mm.

	ϵ_r^{li} (%)	σ_r^{li} (MPA)	E_{\perp}^{li} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{li} (MPA)
V/Ep_1PS-2.5mm	1,94	147.54	142.30	416.76	148.75
V/Ep_2PS-2.5mm	1.73	85.75	99.58	243.50	86.91
V/Ep_3PS-2.5mm	2.05	111.80	122.4	313.04	111.80
V/Ep_4PS-2.5mm	2.66	127.74	77.01	358.6	127.99

L'évolution des contraintes résiduelle KC est représentée par la Figure IV.6:

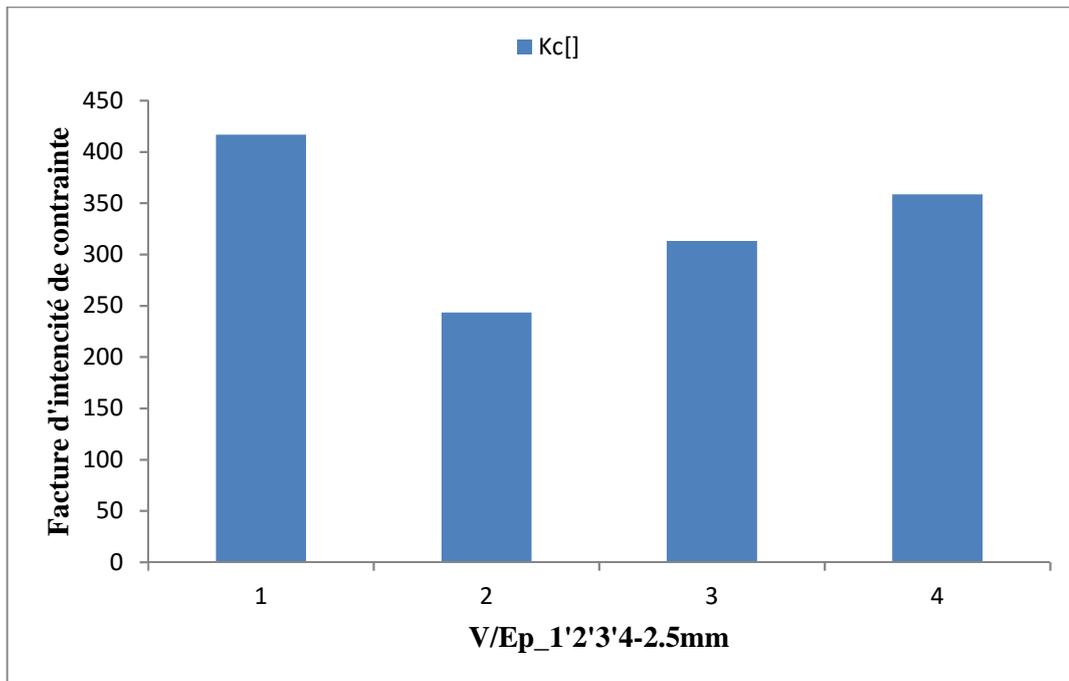


Figure IV.6: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1,2,3,4' plis avec une fissure de 2.5mm.

On remarque qu'il y a 2 zones, la première est linéaire (correspond à la partie élastique du matériau), la deuxième partie est non linéaire (ce qui représente le comportement plastique du matériau).

On remarque aussi, selon la courbe, que l'éprouvette verre -époxy avec 1 pli sans couture avec une fissuration de 2.5mm est plus rigide que les éprouvettes à 2, 3, et 4 plis et ce grâce au module de Young élevé (142.30 GPA).

Les autres courbes, pour les éprouvettes à 2,3 et 4plis, sont presque identiques. La faible variation est due à un délaminage (glissement) entre les plis.

On peut noter que la déformation de l'éprouvette à 4 plis avec fissure de 2.5mm et sans couture est plus importante que celles d'autres éprouvettes (2 et 3 plis) et celle de 3 plis est plus importante que celle de 2 plis.

IV.3.1.3.Eprouvettes verre époxy '1,2,3,4' plis sans couture et avec une fissure de 3.5mm

Chapitre IV : Procédures expérimentales et analyse des résultats

La figure IV.7 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes, sans couture, en matériau composite verre-époxy avec une fissure de 3.5mm.

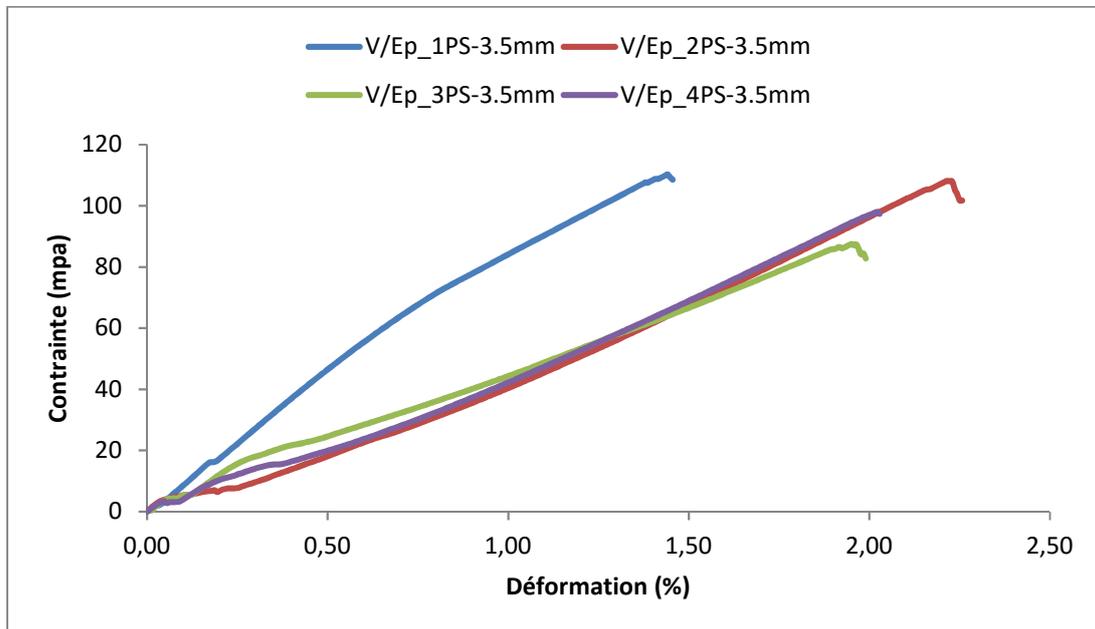


Figure IV .7 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1, 2, 3,4’ plis sans couture et avec une fissure de 3.5mm.

Les caractéristiques mécaniques des éprouvettes sont représentées dans le tableau suivant :

Tableau IV.3 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes en matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec une fissure de 3.5mm.

	ϵ_T^u (%)	σ_T^u (MPA)	E_1^u (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^u (MPA)
V/Ep_1PS-3.5mm	1,45	109,37	78,03	364.96	110.26
V/Ep_2PS-3.5mm	2,25	101,75	104,6	358.10	108.19
V/Ep_3PS-3.5mm	1,98	84,44	106.6	290.07	87.50
V/Ep_4PS-3.5mm	2,02	97,99	92,94	324.34	97.99

L'évolution des contraintes résiduelle KC est représentée par la Figure IV.8:

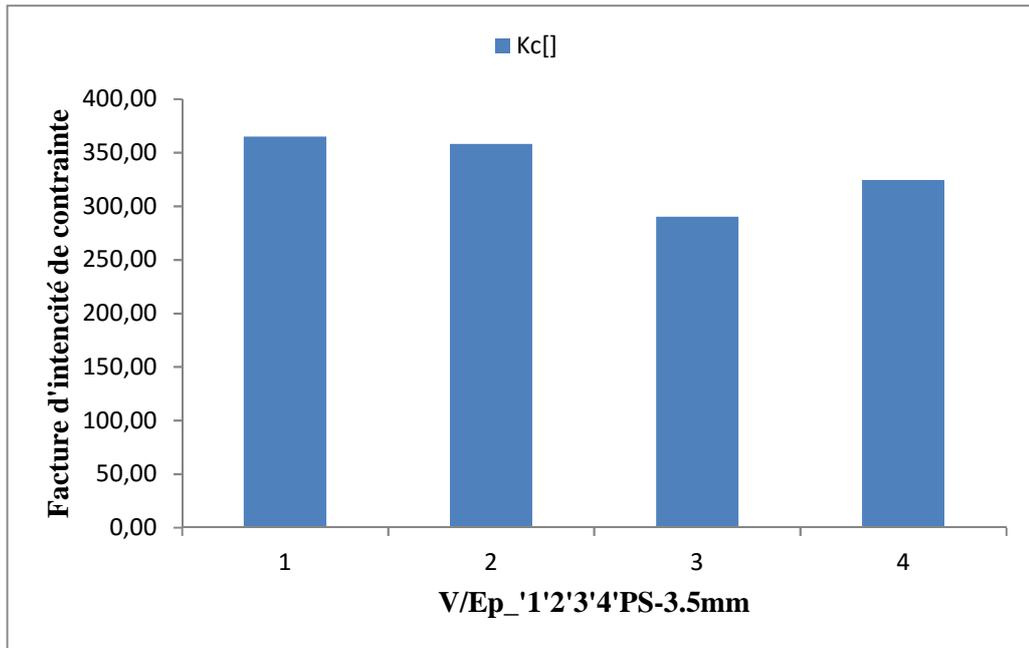


Figure IV.8: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec une fissure de 3.5mm.

On note que le 1^{er} pli est totalement différent des autres plis car il est caractérisé par la plus petite valeur du module Young (**78.03Gpa**) et la plus grande valeur de la déformation (**109.37Mpa**).

On peut constater aussi qu'il y a une faible ressemblance dans les essais et une variation entre les différentes courbes. Ceci nous conforte dans le choix de cet essai de caractérisation mécanique.

Par ailleurs, on peut également constater que le comportement, à la traction, des éprouvettes en matériaux composites est linéaire et élastique jusqu'à rupture. Cela paraît logique étant donné que ce sont les fibres qui sont concernées

IV.3.1.4.Éprouvettes verre-époxy '1, 2, 3,4' plis sans couture et avec fissure de 4.5mm

La figure IV.9 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une fissure de 4.5mm et sans couture.

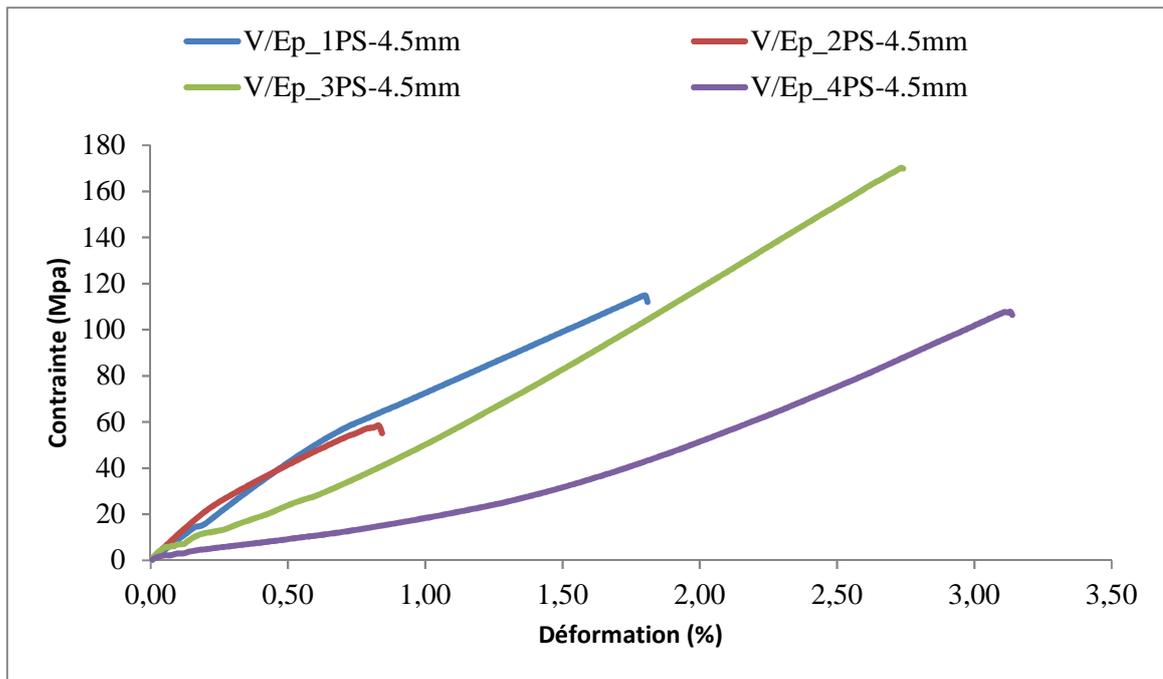


Figure IV.9 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1,2,3,4’ plis sans couture et avec une fissure de 4.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentées dans le tableau suivant :

Tableau IV.4 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec fissure de 4.5mm.

	ϵ_T^{li} (%)	σ_T^{li} (MPA)	E_I^{li} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{li} (MPA)
V/Ep_1PS-4.5mm	1,80	114,73	108,30	431.26	107.82
V/Ep_2PS-4.5mm	0,84	57,50	121,8	216.08	170.19
V/Ep_3PS-4.5mm	2,73	170,19	132	639.57	58.57
V/Ep_4PS-4.5mm	3,13	107,82	60,5	405.18	107.82

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.10 :

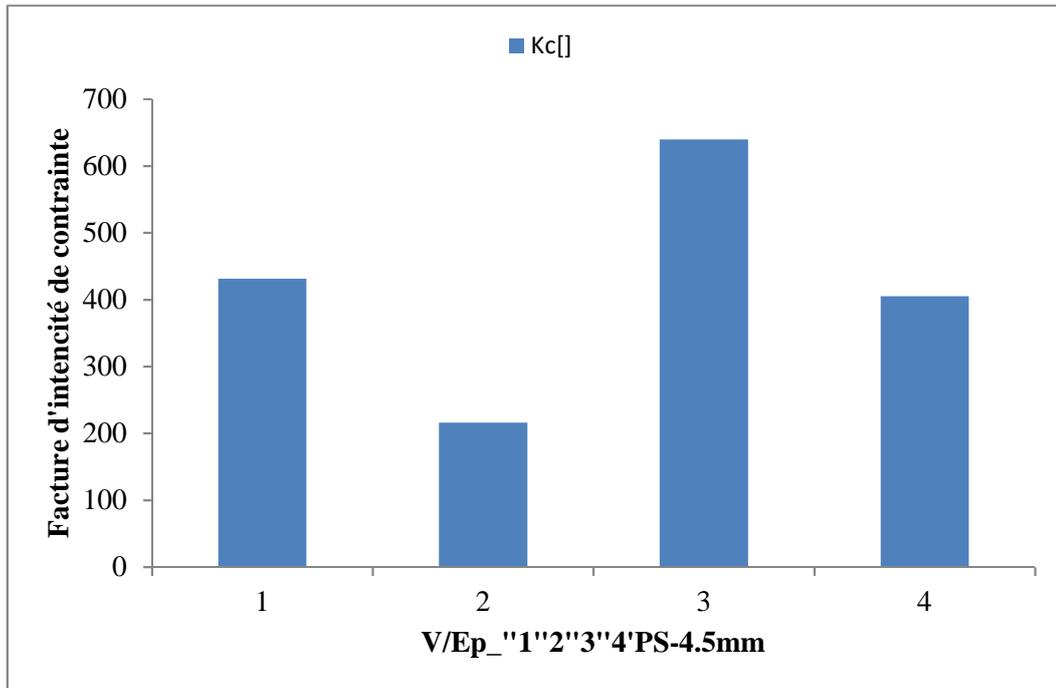


Figure IV.10: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1,2,3,4' plis avec fissure de 4.5mm.

Pour l'éprouvette de 1 pli, on remarque que la première partie de la courbe est linéaire, puis on observe une forte non linéarité du comportement mécanique jusqu'à la rupture.

Le taux de déformation de 3.13% de V/EP_4ps-4.5mm est plus élevé que le taux des autres éprouvettes ce qui donne un module de Young plus bas (60.5GPA).

Le taux de déformation de 0.84% de V/EP_2ps-4.5mm est plus petit que le taux des autres éprouvettes ce qui donne un module de Young élevé (121.8GPA)

Dans ce cas de figure on déduit que l'augmentation du taux de déformation induit une diminution du module de Young.

IV.3.1.5.Éprouvettes verre époxy '1,2,3,4' plis sans couture avec fissure de 5.5 mm

La figure IV.11 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une de 5.5mm et sans couture.

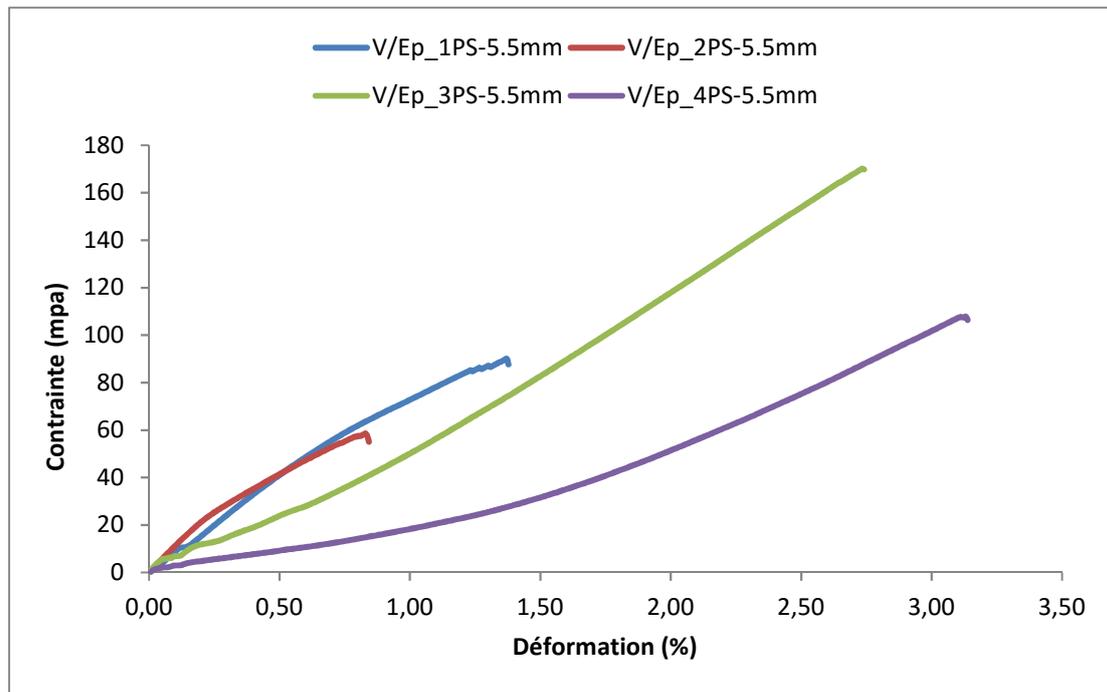


Figure IV.11 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1, 2, 3,4’ plis sans couture avec une fissure de 5.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentés dans le tableau suivant :

Tableau IV.5 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec une fissure de 5.5mm.

	ϵ_r^u (%)	σ_r^u (MPA)	E_1^u (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^u (MPA)
V/Ep_1PS-5.5mm	1,37	90,05	94,87	448.06	107.82
V/Ep_2PS-5.5mm	0,84	57,50	121,8	242.15	58.57
V/Ep_3PS-5.5mm	2,73	170,19	132	707.26	170.19
V/Ep_4PS-5.5mm	3,13	107,82	52,94	448.06	107.82

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.12:

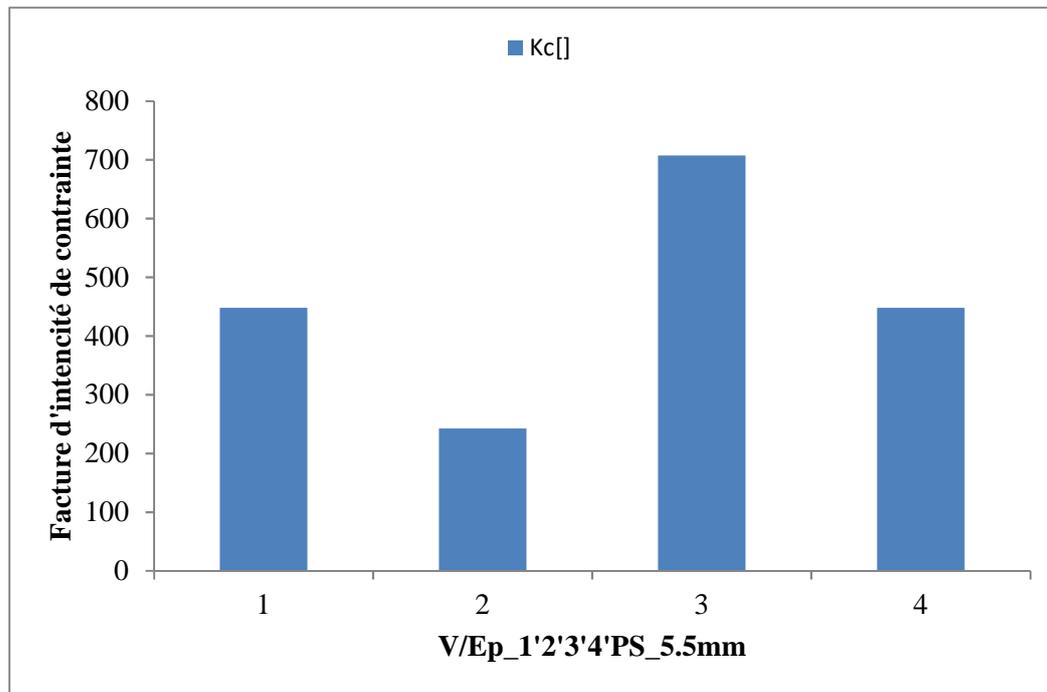


Figure IV.12: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec une fissure de 5.5mm.

Les résultats montrent que les courbes évoluent en premier lieu d'une manière linéaire (phase élastique) jusqu'à une valeur avoisinant 170.19 MPA avant de changer d'allure (phase plastique).

On peut expliquer la variation des valeurs mesurées d'une éprouvette à une autre par un ensemble de problèmes rencontrés lors du processus d'élaboration : conditions de fonctionnement, endommagement lors du découpage, dégradation des propriétés due à l'humidité et éventuellement des problèmes de la machine d'essai et du traitement des données.

IV.3.1.6.Éprouvettes verre-époxy '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 1.5mm

La figure IV.13 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une fissure de 1.5mm avec couture.

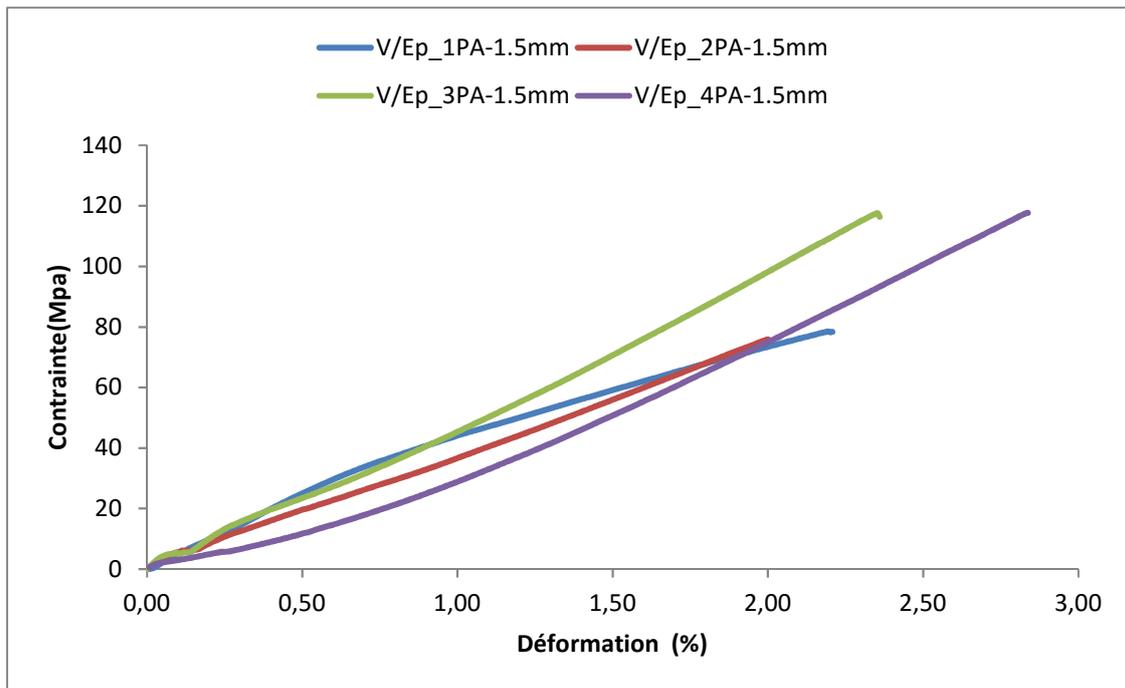


Figure IV.13 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors d’essais de traction pour des éprouvettes des ‘1, 2, 3,4’ plis avec couture avec fissure 1.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentées dans le tableau suivant :

Tableau IV.6 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 1.5mm.

	ϵ_r^{tr} (%)	σ_r^{tr} (MPA)	E_1^{tr} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{tr} (MPA)
V/Ep_1PA-1.5mm	2,20	78,24	52,31	255.46	117.71
V/Ep_2PA-1.5mm	1,99	75,79	75,12	255.24	117.61
V/Ep_3PA-1.5mm	2,35	117,61	103,3	164.78	75.93
V/Ep_4PA-1.5mm	2,83	117,54	50,02	170.43	78.54

L’évolution des contraintes résiduelles KC est présentée par la Figure IV.14 :

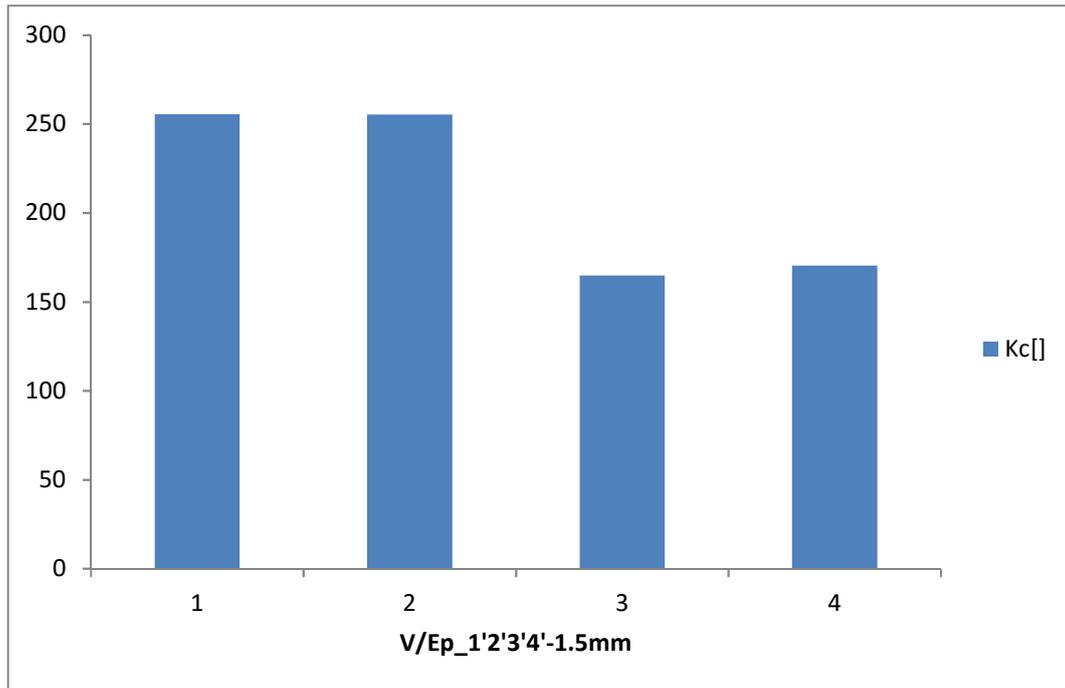


Figure IV.14: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 1.5mm

On constate que l'allure des courbes est dans un premier temps linéaire (phase élastique) avant de se courber (phase plastique) jusqu'à la rupture.

On constate aussi que l'éprouvette de 3 plis avec fissure de 1.5mm a un module de Young élevé (103,3MPa) ce qui la rend plus rigide par rapport aux autres éprouvettes.

IV.3.1.7.Éprouvettes verre-époxy '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 2.5 mm

La figure IV.15 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une de 2.5mm et avec couture.

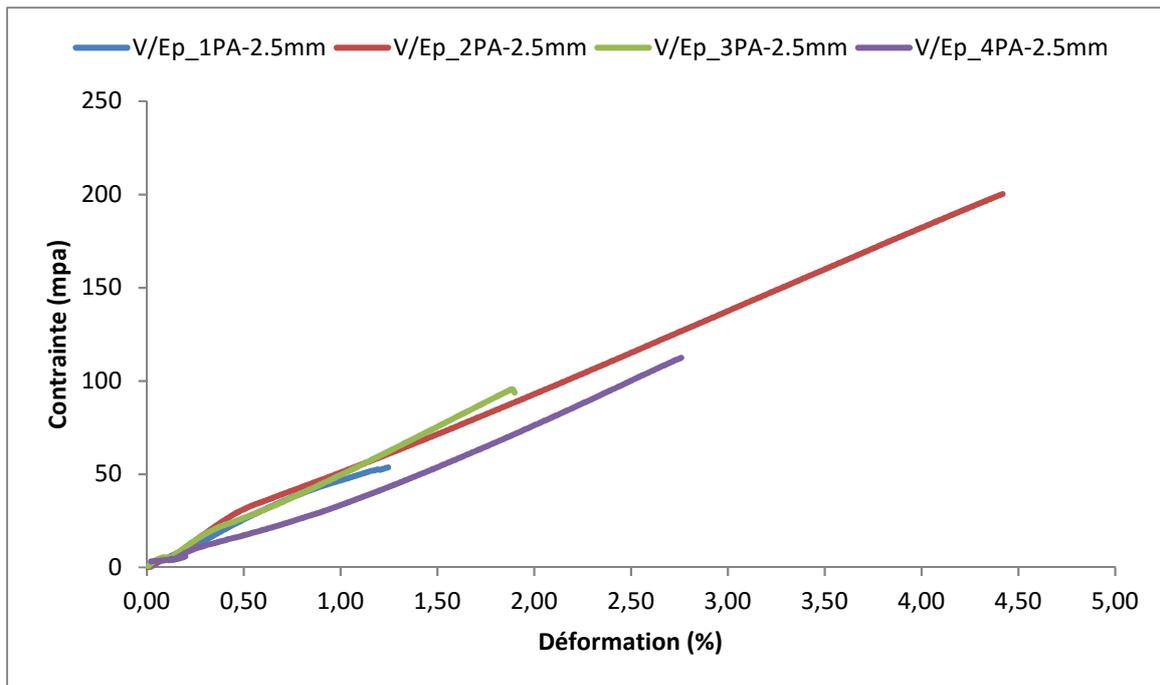


Figure IV.15 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1, 2, 3,4’ plis avec couture et avec une fissure 2.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentés dans le tableau suivant :

Tableau IV.7 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 2.5mm.

	ϵ_r^b (%)	σ_r^b (MPA)	E_1^b (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^b (MPA)
V/Ep_1PA-2.5mm	1,24	53,46	60,39	150.19	53.64
V/Ep_2PA-2.5mm	4,41	199,95	79,61	560.67	200.24
V/Ep_3PA-2.5mm	1,89	95,23	86,29	267.68	95.60
V/Ep_4PA-2.5mm	2,75	112,16	13,72	314.97	112.49

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.16 :

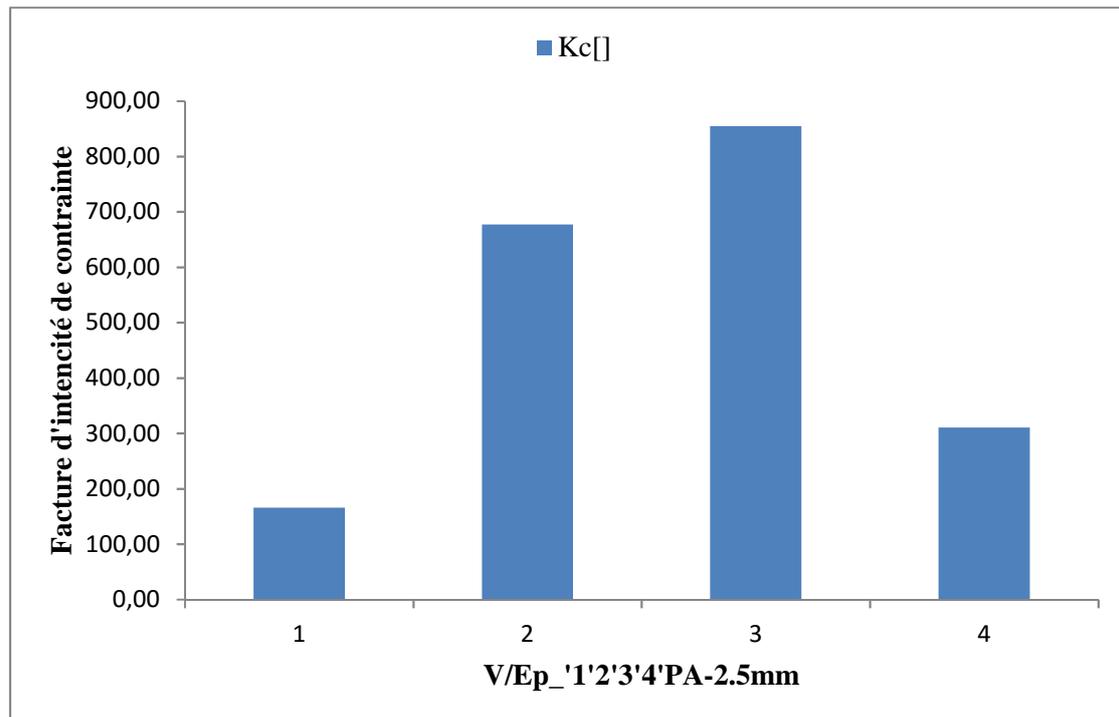


Figure IV.16: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 2.5mm

L'utilisation de la couture entraîne une diminution de la pente des courbes et par conséquent du module de Young jusqu'à 13,72 GPA. En effet, la couture (file de pêche) est une source de faiblesse (dans ce cas) pour les composites stratifiés. Ce qui explique la grande différence dans les résultats obtenus.

IV.3.1.8.Éprouvettes en verre-époxy '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 3.5mm

La figure IV.17 Représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une de 3.5mm et avec couture.

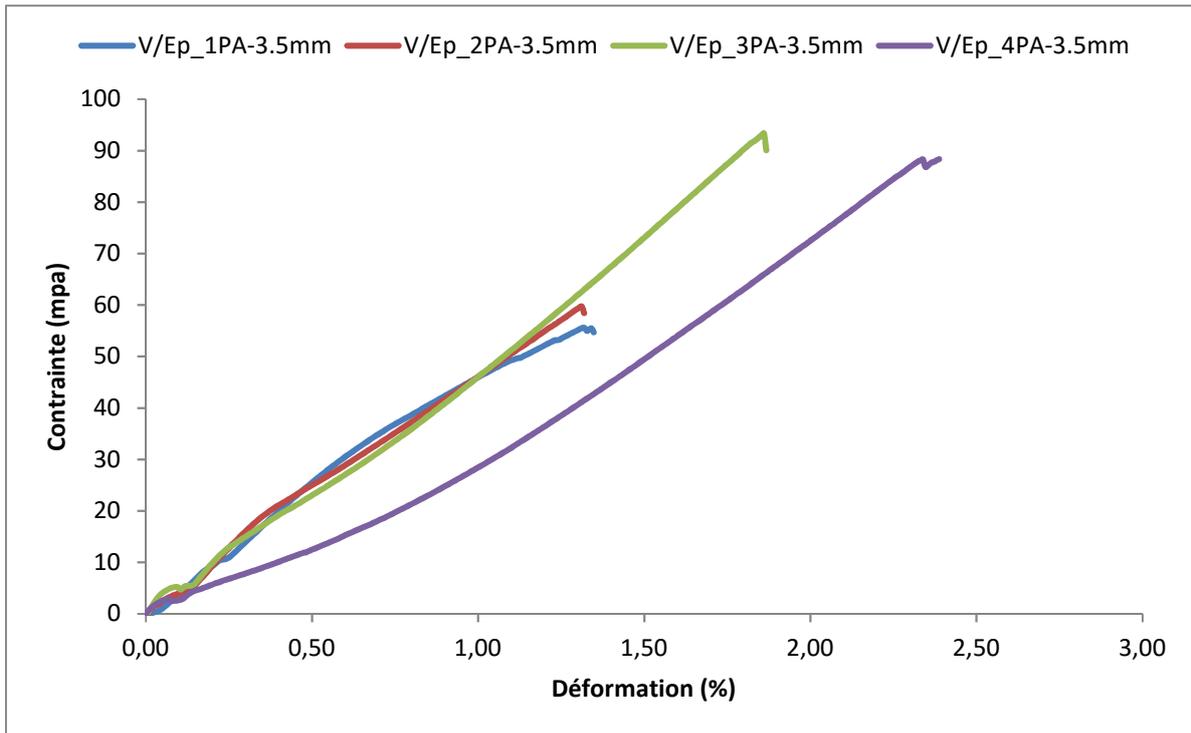


Figure IV.17: Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1, 2, 3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 3.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentés dans le tableau suivant :

Tableau IV.8 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 3.5mm.

	ϵ_r^{tr} (%)	σ_r^{tr} (MPA)	E_1^{tr} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{tr} (MPA)
V/EP -1Pli-AF-3,5mm	1,34	55,47	46,41	187.22	55,57
V/EP -2 Pli -AF-3,5mm	1,31	59,69	61,98	197.87	59,69
V/EP -3 Pli -AF-3,5mm	1,86	93,34	95,55	309.43	93,34
V/EP -4 Pli -AF-3,5mm	2,38	88,17	58,96	292.92	88,36

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.18:

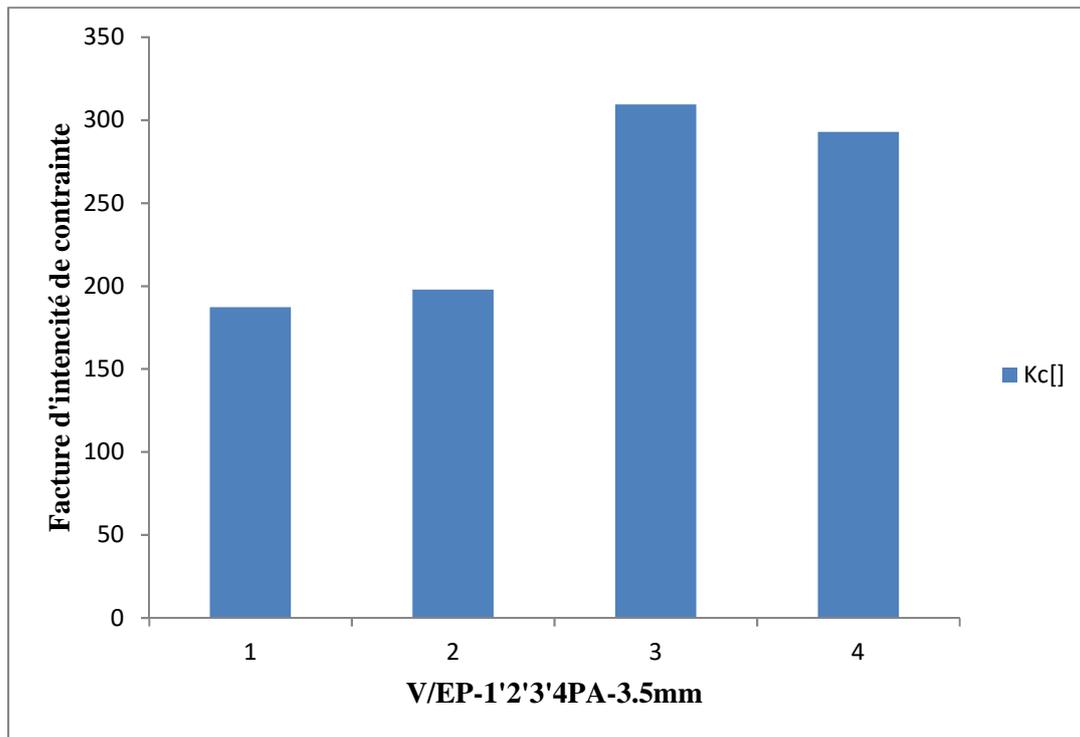


Figure IV.18: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 3.5mm.

L'examen des courbes « contrainte-déformation » fait ressortir le constat suivant :

- Une faible variation entre V/Ep_1pa-3.5mm et V/ep_2pa-3.5mm
- Une importante variation entre les courbes sur V/ep_3pa-3.5mm et V/ep_4pa-3.5mm et une différence sur le module de Young respectivement de : 95.55 GPA et 58.96 GPA.

D'après ces résultats et à partir des courbes on constate que le comportement des éprouvettes est caractérisé par un domaine élastique où la contrainte augmente avec l'accroissement de la déformation jusqu'à une contrainte maximale voisine de 93.34 Mpa. et un domaine plastique représenté par une grande propagation des fissures jusqu'à la rupture.

La non-linéarité des courbes est due principalement, à l'existence d'une déformation plastique à l'extérieur de la fissure ce qui fait que le matériau a une propagation lente de la fissure.

IV.3.1.9.Éprouvettes verre-époxy '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 4.5mm

Chapitre IV : Procédures expérimentales et analyse des résultats

La figure IV.19. Représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une de 4.5mm avec couture.

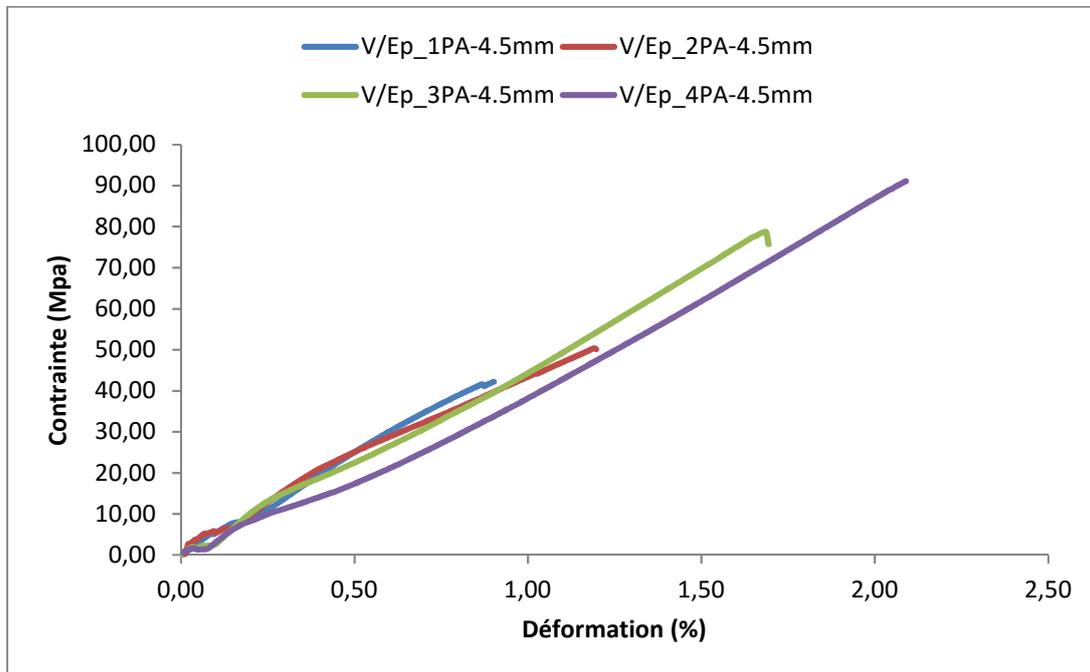


Figure IV.19: Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de '1, 2, 3,4' plis avec couture avec une fissure 4.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentées dans le tableau suivant :

Tableau IV.9: Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy '1,2,3,4' plis avec couture et avec une fissure de 4.5mm.

	ϵ_r^{th} (%)	σ_r^{th} (MPA)	E_I^{th} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{th} (MPA)
V/Ep-1PA-4,5mm	0,89	41,99	60,09	158.66	42,21
V/Ep-2PA-4,5mm	1,19	50,37	73,88	189.34	50,37
V/Ep-3PA-4,5mm	1,69	78,67	76,53	295.71	78,67
V/Ep-4PA-4,5mm	2,08	90,83	37,25	342.36	91,08

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.20:

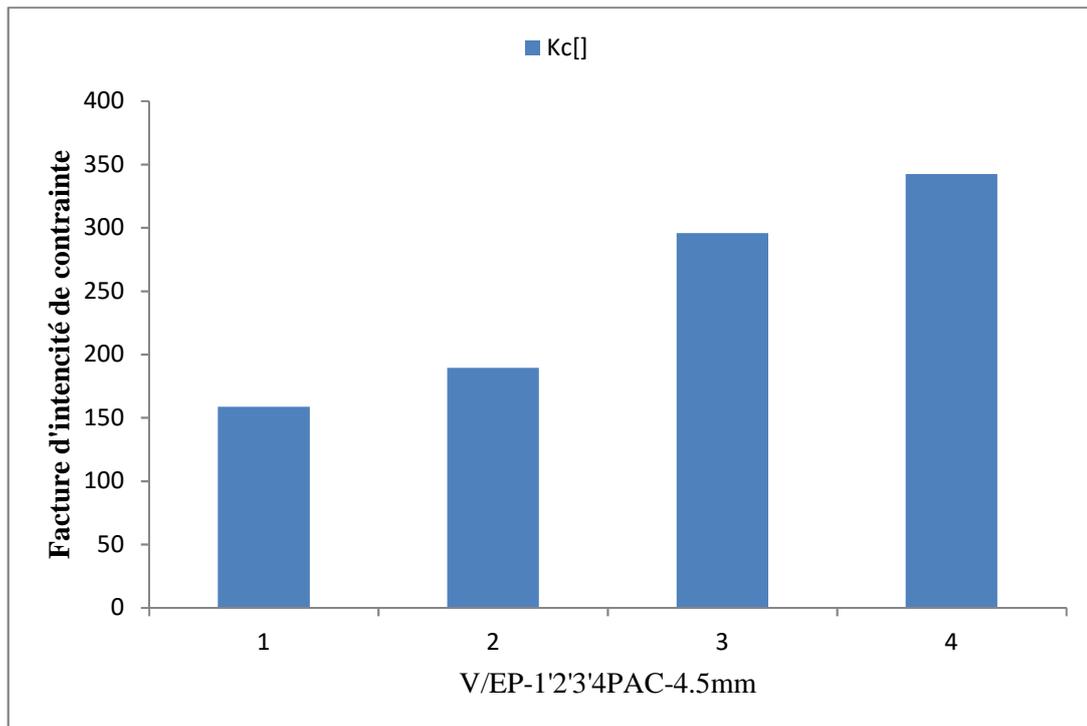


Figure IV.20: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 4.5mm

L'examen des courbes de la Figure IV.16 fait ressortir que le comportement des éprouvettes est caractérisé par un domaine élastique où la contrainte augmente avec l'accroissement de la déformation jusqu'à une contrainte maximale (90.83 MPa) et un domaine non linéaire plastique dû à une grande propagation des fissures jusqu'à la rupture.

Dans cet essai on constate aussi que les plis avec couture sont plus rigides que les plis sans couture, la couture avec fil de pêche évite également le délaminage.

IV.3.1.10.Éprouvettes verre-époxy '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 5.5mm

La figure IV.21 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy avec une fissure de 5.5mm et avec couture.

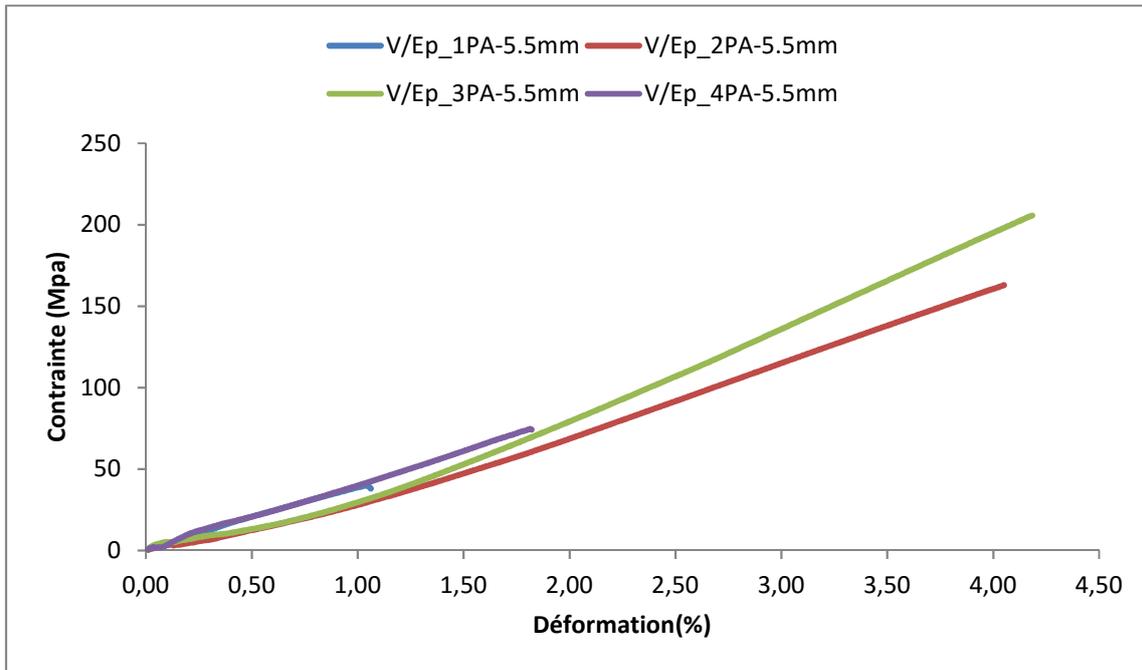


Figure IV.21: Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de ‘1, 2, 3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 5.5 mm.

Les caractéristiques mécaniques de ces composites sont représentées dans le tableau suivant :

Tableau IV.10 : Caractéristiques mécaniques en traction des éprouvettes de matériau composite verre-époxy ‘1,2,3,4’ plis avec couture et avec une fissure de 5.5mm.

	ϵ_r^{li} (%)	σ_r^{li} (MPA)	E_1^{li} (GPA)	KC (mpa m)	σ_m^{li} (MPA)
V/Ep_1PA-5.5mm	1,05	39,04	62,04	165.64	39,86
V/Ep_2PA-5.5mm	4,04	162,64	60,95	677.17	162,95
V/Ep_3PA-5.5mm	4,18	205,36	84,12	854.74	205,68
V/Ep_4PA-5.5mm	1,81	74,65	55,56	310.22	74,65

L'évolution des contraintes résiduelles KC est représentée par la Figure IV.22:

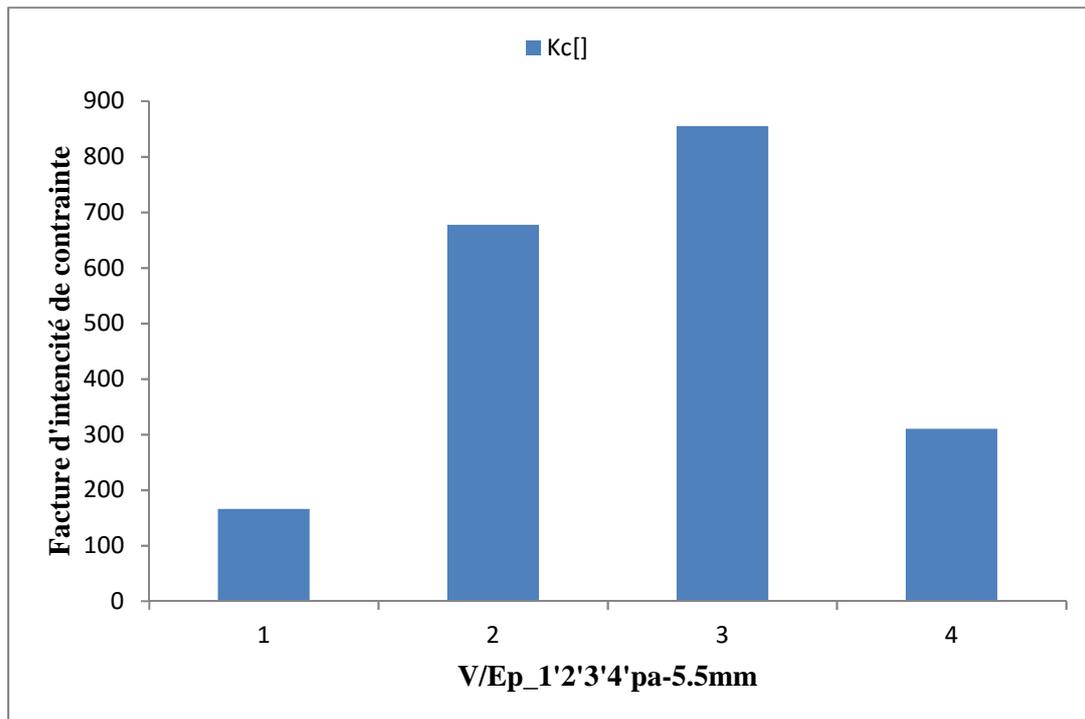


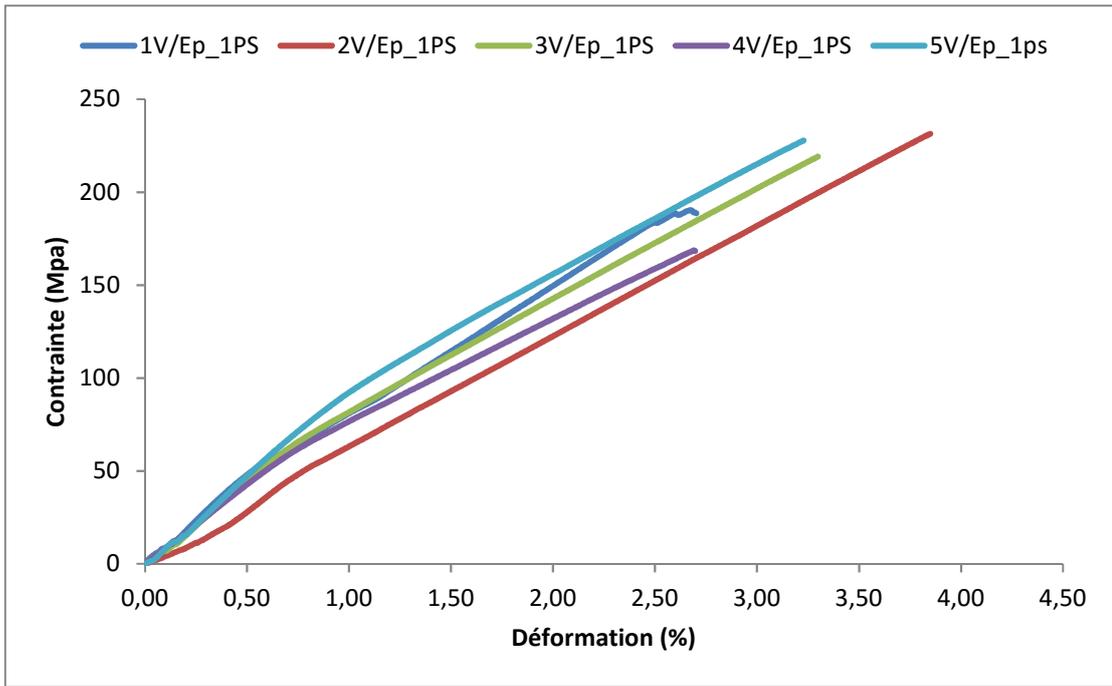
Figure IV.22: Histogramme des résultats des essais de traction, contrainte résiduelle, sur les éprouvettes verre-époxy de '1, 2, 3,4' plis avec couture et avec une fissure de 5.5mm.

On constate que l'éprouvette V/EP_1PA-5.5mm a une faible déformation (1.05%) par contre V/EP_3PA-5.5mm à une grande déformation de 4.18%.

L'utilisation de la couture entraîne une diminution de la pente des courbes et par conséquent du module d'Young. En effet, comme mentionné précédemment, la couture (file de pêche) est une source de faiblesse pour les composites stratifiés (certains cas) et certaines fois une source de résistance. Ceci explique la grande différence dans les résultats obtenus.

IV.3.1.11.Éprouvettes verre-époxy '1' pli sans couture

La figure IV.23 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes de '1' pli en matériau composite verre-époxy sans couture et sans fissure.



IV.3.1.12.Éprouvettes verre-époxy '2' plis sans couture et sans fissure

La Figure IV.24 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes de 2 plis en matériau composite verre-époxy sans couture et sans fissure.

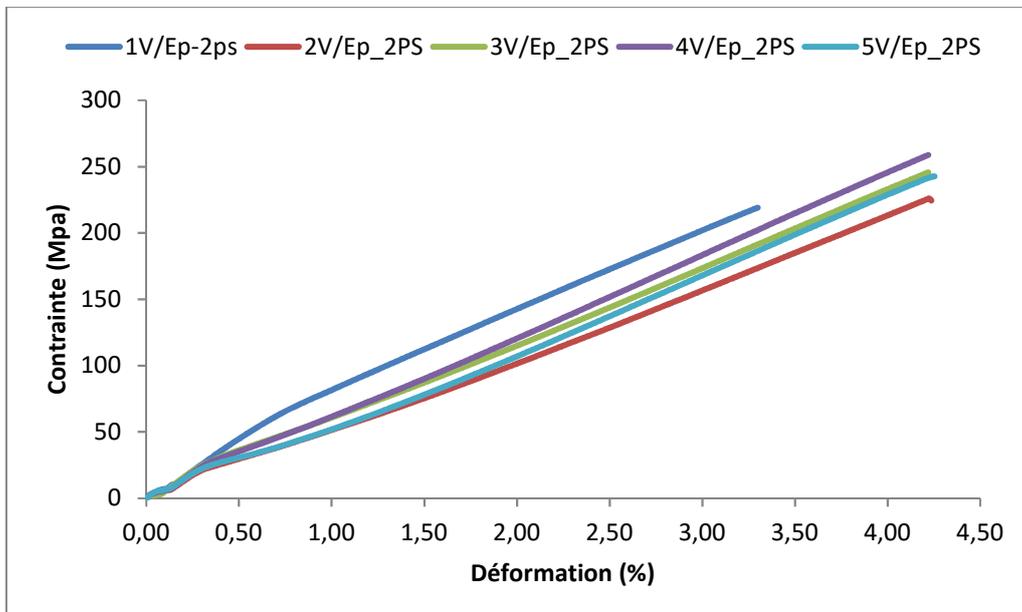


Figure IV.24: Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de '2' plis sans fissure.

IV.3.1.13. Eprouvettes verre-époxy '3' plis sans couture et sans fissure

La Figure IV.25: représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes de 3 plis en matériau composite verre-époxy sans couture et sans fissure.

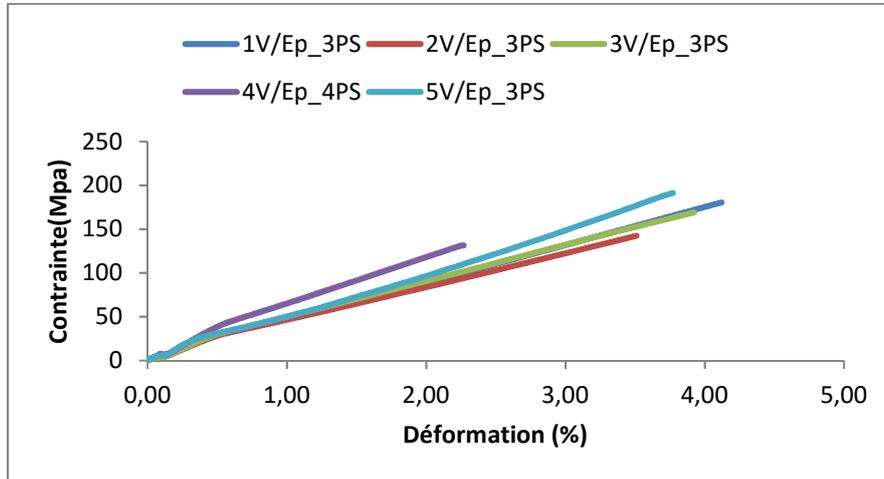


Figure IV.25: Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes de '3' plis sans couture et sans fissure.

IV.3.1.14. Eprouvettes verre-époxy '4' plis sans couture et sans fissure

La Figure IV.26 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy sans fissure :

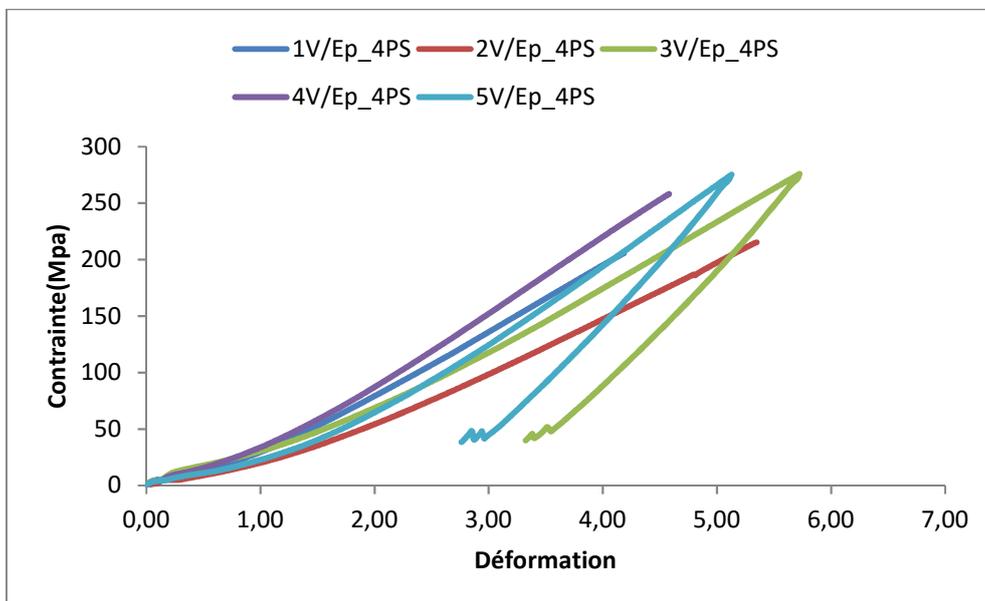


Figure IV.26 : Courbes « contrainte-déformation » obtenues lors des essais de traction pour des éprouvettes de '4' plis sans fissure et sans couture.

IV.3.1.15. Eprouvettes de '1' pli en verre-époxy plis avec couture et sans fissure

La figure IV.27 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation pour les éprouvettes en matériau composite verre époxy avec couture et sans fissure.

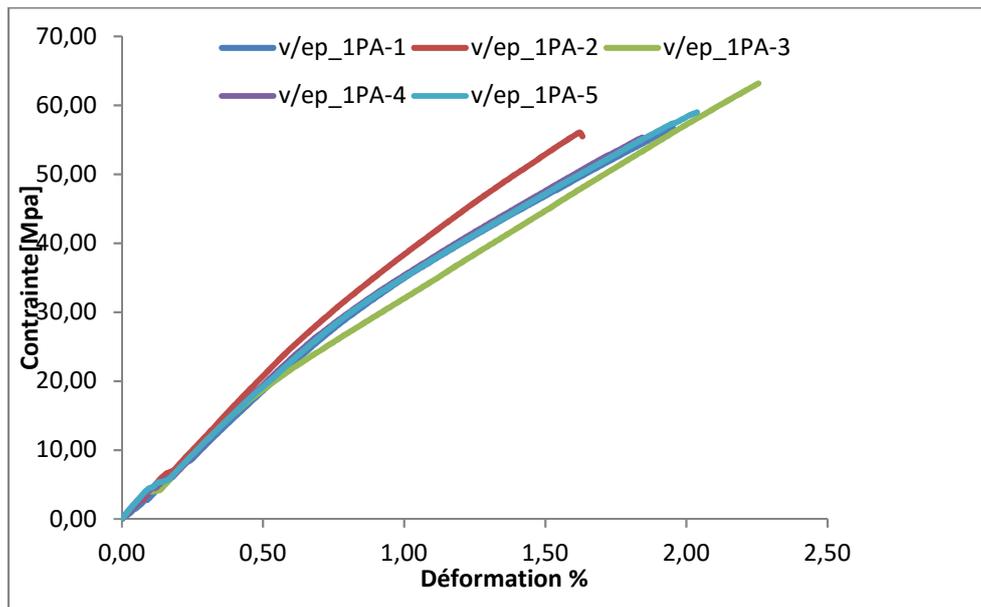


Figure IV.27 : Courbes de contrainte en fonction de la déformation pour les éprouvettes en matériau composite verre-époxy '1' pli avec couture sans fissure.

IV.3.1.16. Eprouvettes de '2' plis en verre-époxy plis avec couture et sans fissure

La Figure IV.28 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes de '2' plis en matériau composite verre-époxy avec couture et sans fissure.

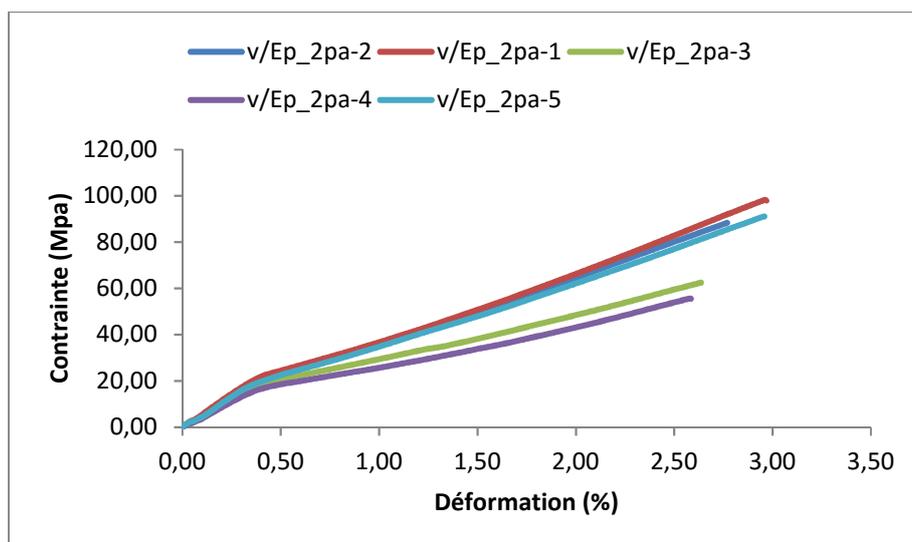


Figure IV.28 : Courbes de contrainte en fonction de la déformation pour les éprouvettes en matériau composite verre époxy '2' pli avec couture et sans fissure.

IV.3.1.17. Eprouvettes de '3' plis en verre-époxy avec couture et sans fissure

La Figure IV.29 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les épreuves de '3' plis en matériau composite verre-époxy avec couture et sans fissure.

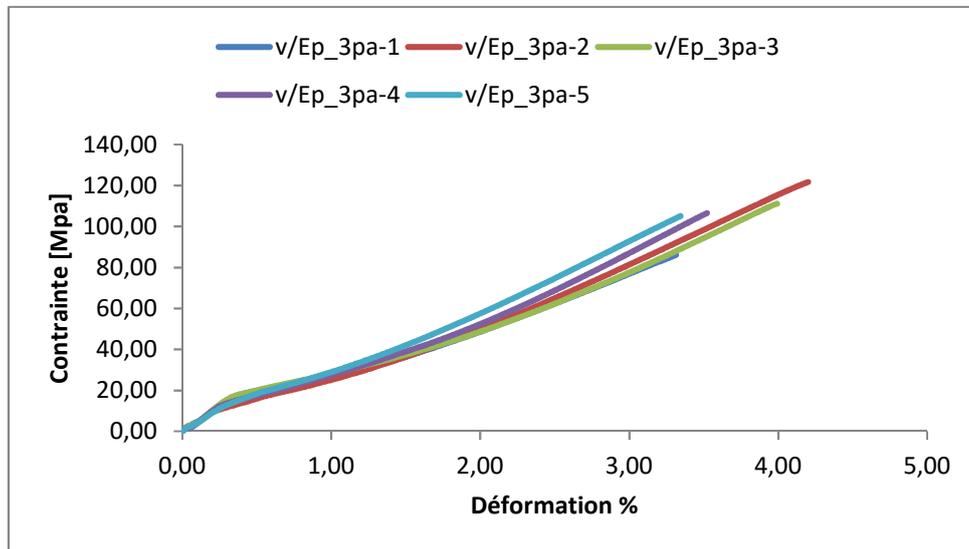


Figure IV.29 : Courbes de contrainte en fonction de la déformation pour les épreuves en matériau composite verre-époxy '3' plis avec couture et sans fissure.

IV.3.1.18. Eprouvettes de '4' plis en verre-époxy avec couture et sans fissure

La Figure IV.30 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les épreuves de 4 plis en matériau composite verre-époxy avec couture et sans fissure.

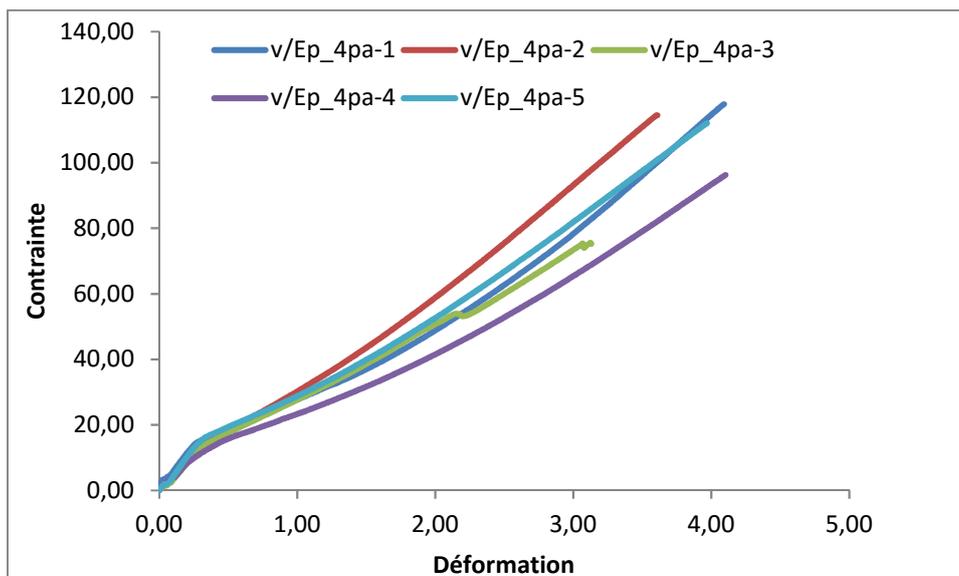


Figure IV.30 : Courbes représentant l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation pour les épreuves en matériau composite verre-époxy '4' plis avec couture sans fissure

IV.3.2. Comparaison du comportement des empilements étudiés

Les comportements mécaniques des éprouvettes de 1pli ,2plis ,3plis et 4plis sans couture sont différents de ceux de 1pli, 2plis ,3plis et 4plis avec couture.

Pour L'éprouvette de 1pli sans couture, le module de **Young** est de **43.51 GPA** et pour l'éprouvette de 1pli avec couture le module de **Young est de 43.96 GPA**, ceci est le seul cas qui représente une faible variation.

L'éprouvette de 2 plis sans couture sans fissure a un module de **Young de 77.43 GPA**, et une **déformation de 4.21%** et l'éprouvette de 2plis avec couture sans fissure a un module de **Young de 50.98GPA** et une **déformation de 2.76 %**.

L'éprouvette de 3plis sans couture sans fissure a un module de **Young de 43.29GPA** et une **déformation de 4.21%**, l'éprouvette de 3plis avec couture avec fissure a un module de **Young 54.30 GPA** et une **déformation de 3.51%**.

L'éprouvette de 4plis avec couture sans fissure a un module de **Young 43.74 GPA** et une **déformation de 3.33 %**, l'éprouvette de 4plis avec couture a un module de **Young 58.67Gpa** et une **déformation de 3.96%**.

L'éprouvette de 2 plis sans couture est plus rigide que l'éprouvette de 2plis avec couture car dans ce cas la couture, donc la couture a diminué la résistance de cette éprouvette.

Les éprouvettes de (1plis, 3plis, 4plis) avec couture sont plus rigides que les éprouvettes de (1 plis ,3 plis ,4 plis) sans couture car la couture avec fil de pêche a renforcé les fibres et à donc évité le délaminage (glissement) entre les plis.

IV.4. Conclusion

Cette partie a abordé le comportement du matériau étudié sous force statique. Les essais de traction statiques montrent que le comportement du matériau est dans un premier temps élastique puis plastique.

On constate que la couture appliquée sur les plis a été à l'origine de la résistance du matériau composite car elle influe sur l'évolution du module de Young et sur la contrainte maximale dans la majorité des cas.

Conclusion Générale

Conclusion Générale

Ce travail visait à mettre en place des méthodes d'analyse expérimentales permettant de caractériser la cohésion interracial entre les plis des matériaux composites stratifiés verre/époxy en termes de plis couturé et non couturé avec fissuration et sans fissuration et l'effet de l'entaille sur ces éprouvettes pour constater la déformation et comportement mécaniques des composites. Indépendamment de l'essai mécanique (Traction), a nécessité la mise en œuvre de matériaux composites stratifié avec différent Épaisseurs (nombres des plis), définis et paramétrés de manière à obtenir des Structures stratifiées à niveau de cohésion interracial.

En plus les essais de traction normalisés qui ont permis d'estimer le module élastique des matériaux analysés, nous avons mis en place de différents dispositifs expérimentaux pour étudier les propriétés mécaniques des matériaux composites couturé et non couturé et avec fissuration et sans fissuration, et renforcées par file de pêche avec direction de $(45^\circ/-45^\circ)$ les plaques sont Découpées selon la norme (ASTM D3039 et ASTM D790 84-a) (Contrainte maximale, allongement à la rupture et module d'élasticité linéaire).

L'analyse expérimentale du comportement mécanique en traction des composites stratifiées 1pli ,2plis, 3plis et 4plis couturé a montré que le module de YOUNG augmente a chaque fois que on renforce les plis avec le fil de pêche, par rapport à des composites stratifiés non couturé, par contre la contrainte est plus importante dans le cas des composite non couturé, qui deviennent plus rigides (diminution de la déformation).

Sur cette expérience de résultats, on peut dire que l'objectif de ce travail est atteint, il nous a ouvert beaucoup de prévision pour enrichir nos résultats et mieux assimiler les différents Phénomènes rencontrés lors de cette étude les possibilités d'améliorations :

- Modélisation numérique de comportement en stratifiées
- La perfection de la couture avec fils de pêche puisque elle renforce les plis
- La protection des éprouvettes par apport a l'humidité

Références bibliographiques

- [1] *V.Pauchard, H.Boulharts, F.Grosjeani, P.Odru, A.Chateau Minois*, «Développement d'un modèle de durabilité de poutres composites unidirectionnelles renforcées par des fibres de verre », *Rev, IFP*, Vol.56, No.6, pp.581-595, 2001.
- [3] *Lachaud, Frédéric*. *Dé laminage de matériaux composites* p35
- [4] *Berthelot, J.M.* *introduction général sur les matériaux composites*. 2011.
- [5] *Composites Jean-Marie Berthelot* p6
- [6] *JoelCugnoni*, « *Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites* », *Thèse, Ecole Polytechnique fédérale de Lausanne*, 2005.
- [7] *P. BARDONNET*, "Résines époxydes (EP)," *Techniques de l'Ingénieur*, vol. A3461
- [8] *Jean Marie. Berthelot*, *Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des structures »*, édition TEC et DOC, 1999.
- [9] *A. BOUDENNE*, " *ETUDE EXPERIMENTALE ET THEORIQUE DES PROPRIETES THERMOPHYSIQUES DE MATERIAUX COMPOSITES A MATRICE POLYMERE*," *Université PARIS XII*, 2003.
- [10] *Abderrazak Bezazi*, « *Etude théorique et expérimentale du comportement mécanique en statique et en fatigue des matériaux composites stratifiés et sandwiches en flexion 3 points* », *Thèse de doctorat, Construction Mécanique, Université Annaba*, 2003.
- [11] *J.Molimard*, « *Cours de mécanique expérimentale* », *Ecole nationale supérieure des mines de Saint-Étienne*, 2005.
- [12] *E. J. JULES*, « *Couplages entre propriétés thermiques, réactivité chimique et viscosité des matériaux composites thermodurcissables en relation avec les conditions de leur élaboration fondée sur l'hystérésis diélectrique* ».
- [13] *Nadia Behloui*, « *les matériaux composites* », *cours des matériaux composites, Université de Strasbourg*.
- [14] *JoelCugnoni*, « *Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites* », *Thèse, Ecole Polytechnique fédérale de Lausanne*, 2005. P.33
- [15] *CARMA* « *Glossaire des matériaux composites* » *Actualisation octobre 2006*.
- [16] *L. Berreur, B. d. Maillard, and S. Nösperger*, "L'industrie française des matériaux.
- [17] *A. P. Mouritz*, *Review of z-pinned composite laminates*, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 38, no. 12, pp. 2383 2397, 2007.
- [18] *I. K. Partridge and D. D. R. Cartié*, *Delamination resistant laminates by Z-Fiber® pinning: Part I manufacture and fracture performance*, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 36, no. 1, pp. 55 64, 2005.

Références Bibliographiques

[20] **HOUIDEG Abdellah** « Transfert de charge et frottement Fibre/ Matrice d'un Matériau Composite (T300/914) » Thèse en vue d'obtention du diplôme de magistère (2012/2011)

[21] **Jean-Marie Berthelot**, *Mécanique des Matériaux et Structures Composites* Page 148

[22] **Eitzen D., Wadley HN.** *Acoustic emission: Establishing the fundamentals.*

Journal of Research of the National Bureau Of Standarts 1984;89:75 – 100.

[23] *Composites* **Jean-Marie Berthelot.**

Sites Web

[2]<http://www.aeromorning.com/blog/composites-nouveaux-materiaux-et-procedes-de-conception-revolutionnaires/>.

[19]<http://aviondufutur.e-monsite.com/pages/composites/les-avantages-et-les-inconvenients-des-materiaux-composites.html>.

RESUME

Résumé :

Le but de ce travail est d'étudier le comportement mécanique en traction des matériaux composites stratifiés, avec structure tissu couturé et non couturé, permettant de caractériser la cohésion interrassiale et la durcissait entre les plis des matériaux stratifiées verre/époxy.

Indépendamment une procédure de la mise en œuvre de matériaux composites stratifie pour définis et paramétrés de manière a obtenir des éprouvettes 1pli 2plis 3plis 4plis avec couture et sans couture, avec fissuration et sans fissuration.

L'analyse expérimentale en traction des composites stratifiées couturé et non couturé avec fissure et sans fissure a montré que le module de Young augmente pour le stratifie couturé avec des angles $45^\circ/-45^\circ$ par rapport à des composites stratifiées non couturé a cause de délaminage (glissement) entre les plis ,et la déformation augmente pour les plis non fissuré par rapport à des plis fissuré a cause de l'entaille qui affaiblie l'éprouvette ,par contre la contrainte est plus importante dans le cas des composites non couturé ,qui deviennent plus rigides (diminution de la déformation).

Mots clés : stratifiées, Propriétés Mécaniques, délaminage, Traction, Entaille. Couture

:

الهدف من هذا العمل هو دراسة السلوك الميكانيكي للشد مع بنية نسيج مخططة و غير مخططة لتوضيح التماسك بين الطبقات من ألياف الزجاج /الايوكسي. بشكل مستقل تم اجراء سلسلة من العمليات من اجل الحصول على عينات مركبة الطبقة. وقد اظهر التحليل التجريبي للشد ان وحدة يونق ترتفع عند الطبقة المخططة و تختلف تماما عند الطبقة المشققة و غير المشققة المخطط بزواوية 45 /-45 .

من جهة اخرى الاجهاد هو اكثر أهمية في حالة غير مخطط المركبة و الذي يصبح اكثر جمودا انخفاض التشوه

تأحية شرائح الخواص الميكانيكية. الشد. الخياطة .

Abstract:

The aim of this work is to study the mechanical tensile of laminated composite materials, with stitched and unstitched fibers, to characterize the interrassial cohesion the plies of glass / epoxy laminates.

Independently a procedure of the implementation of stratified composite materials for defined and parameterized so as to obtain test-tubes 1pli 2plis 3plis 4plis with stitched and unstitched fibers with cracking and without cracking.

Experimental tensile analysis of the stitched and unstitched laminate composites showed that the Young modulus increases for the seam laminate at $45^\circ / -45^\circ$ angles compared to unstretched laminate composites due to delaminating (sliding) between the folds On the other

RESUME

hand, the stress is higher than in the case of the unstitched composite, which become more rigid (decrease in deformation)

Keywords: laminated, mechanical properties, delaminating, tensile.