

N° Ordre...../DGM/ FSI/UMBB2019

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



**Faculté des Sciences de L'Ingénieur**  
**Département Génie Mécanique**

## **Mémoire de Master**

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

**Filière : Electromécanique**

**OPTION : Maintenance Industrielle**

### **THEME**

**ETUDE DE COMPORTEMENT MECANIQUE DES  
COMPOSITES STRATIFIES EN TRACTION : COUTURE &  
TROU FISSURE**

**Présenter par :**

**Encadré par : Mr. MECHAKRA .H**

- ❖ KHERROUBI SEYYIDALI
- ❖ SAIDANI ABDELKARIM

**Promotion 2018 - 2019**

## *REMERCIEMENTS*

*On remercie dieu tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de déterminer ce mémoire.*

*Tout d'abord ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide de notre promoteur DR. MECHAKRA Hemza on le remercie pour sa qualité pédagogique exceptionnel et humaines sont pour nous un modèle, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant notre préparation de ce mémoire.*

*Veillez bien monsieur recevoir notre remerciement pour le grand honneur que vous nos avez fait d'accepter l'encadrement de ce travail.*

*Nos remerciements s'adressent également à tous nos professeurs pour leurs générosités et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académiques et professionnelles.*

*Au président et membres du jury : pour avoir accepté de juger ce modeste travail, merci à vous également.*

*Nos profonds remerciements vont également à toutes les personnes qui nous ont aidés et soutenue de près ou de loin principalement à tout l'effectif du service de base maintenance AIR ALGERIE « Dar el Beida ».*

## *Dédicace*

*Je dédie ce modeste travail à mes chers parents qui m'ont encouragé durant toutes mes études*

*A mes chers frères Samir et leurs enfants (Ayoub, Houssam et Norhane), Rabah et leurs enfants (Abdelmalek et Ritadj), et Mohamed et sa petite fille Alaa.*

*A ma chère sœur et ses filles Maram Selsabile et Maria.*

*A mon binôme Kherroubi Seyyidali*

*Spéciale dédicace à mes deux amis proches Salhi Adam et Boudhane Mohamed Amine.*

*A toutes mes amis d'enfance Atman, Abdelmouiz, Amer, Mohamed et Sidali.*

*Saïdani Abdelkarim*

## *Dédicace*

*A dieu source de toute connaissance*

*A ma raison de vivre, d'espérer,*

*A ma source de courage, à ceux que j'ai de plus chère*

*Ma mère, mon père*

*Mes frères*

*Mes sœurs*

*Les conjoints de mes frères et leurs enfants*

*Pour leur amour, leur confiance,*

*Et leur sacrifice sans limite*

*A tous mes professeurs*

*Qui m'ont soutenu*

*De près ou de loin tout au long de ce projet.*

*A tous mes amis sans exception*

*A mon binôme Abdelkrim*

*Et mes deux proches mamine et Adam*

*A toute personne*

*Qui m'a aidé à franchir un horizon dans ma vie .....*

*SEMPIDALY*

# SOMMAIRE

<b>Introduction générale.....</b>	<b>1</b>
<b>1. Présentation générale de la compagnie Air Algérie :.....</b>	<b>2</b>
1.2. Historique : .....	2
1.3. Organigramme de la compagnie Air Algérie : .....	4
1.4. Objectif d'Air Algérie : .....	5
1.5. Missions d'Air Algérie :.....	5
1.6. Moyens humains et matériels d'Air Algérie : .....	6
Moyens humains : .....	6
Moyens matériels : .....	6
<b>Chapitre 1 : Généralités sur les matériaux composites.....</b>	<b>8</b>
I.1. Introduction : .....	8
I.1.1. Définition des matériaux composites : .....	8
I.1.2. Emploi des composites en production aéronautique : .....	9
I.1.3. Types des matériaux composites : .....	10
Matériaux composites unidirectionnels : .....	10
Matériaux composites bidirectionnels : .....	10
Matériaux composites multidirectionnels : .....	10
I.1.4. Types de composites : .....	10
➤ Composites à grande Diffusion (GD) .....	11
➤ Composites à Haute performance (HP).....	11
I.1.5. Classification des matériaux composites : .....	11
I.1.5.1. Classification suivant la forme des constituants : .....	11
I.1.5.2. Classification suivant la nature des constituants : .....	12
I.1.6. Avantage des matériaux composites : .....	13
I.1.7. Inconvénients des matériaux composites : .....	13
I.2. Les constitutions d'un matériau composite : .....	13
I.2.1. Le renfort : .....	14

I.2.1.1 Les différentes formes de renforts : .....	15
1.2.1.2. Principales fibres : .....	17
I.2.2. La matrice : .....	22
Les thermoplastiques : .....	23
Les thermodurcissables : .....	23
Les thermostables : .....	25
I.2.3. Les charges et additifs : .....	26
Les charges : .....	26
Les additifs : .....	27
I.3. Domaine d'utilisation des matériaux composites : .....	27
I.4. Conclusion : .....	27
<b>Chapitre II : Mise en œuvre et couture des stratifiés .....</b>	<b>28</b>
II.1 : Introduction : .....	28
II.2 les modes de couture : .....	28
Z-pinning : .....	28
Les stratifiés cousus : .....	29
Le Lock Stitch : .....	29
Le Chain Stitch : .....	30
Le Modified Chain Stitch : .....	30
Le tufting : .....	31
L'OSS : .....	32
Le Blind Stitching : .....	32
II.3. Mise en forme des matériaux composites : .....	35
II.3.1. Moulage au contact : .....	35
II.3.2. Moulage par projection simultané : .....	35
II.3.3. Moulage sous vide : .....	36
II.3.4. Moulage par injection de résine ou RTM : .....	36
II.3.5. Moulage par centrifugation : .....	37
II.4. Architecture d'un matériau composite : .....	38
II.4.1. Stratifiés : .....	38
II.4.1.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels : .....	38
II.4.1.2. Structure générale d'un stratifié : .....	39

II.4.2. Composites sandwiches : .....	40
II.5 Conclusion : .....	41
<b>Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser</b> .....	<b>42</b>
III.1 Introduction : .....	42
III.2 Préparation des tissus : .....	42
III.3 Propriétés de la résine et matériels nécessaires : .....	45
III.3.1 : propriétés de la résine : .....	45
III.3.2 : Matériels nécessaires : .....	46
III.4 : Elaboration des plaques stratifiées verre/époxy : .....	47
III.5 : Découpage des plaques : .....	51
III.5.1 : Norme utilisée : .....	51
III.5.2 : création d'un trou avec une fissure dans le centre des éprouvettes : .....	53
III.5.3 : Réalisation et collage des talons : .....	54
III.6 : conclusion : .....	54
<b>CHAPITRE IV : comparaison des résultats de traction appliquée sur les éprouvettes</b> .....	<b>56</b>
IV.1. Introduction : .....	56
IV.2. Essai de traction .....	56
IV.2.1. Dispositif expérimental : .....	56
IV.3. Résultats expérimentaux : .....	57
IV.3.1. Résultats des essais de traction : .....	58
IV.3.1.1. Verre/époxy sans couture avec un trou suivie d'une entaille : .....	58
IV.3.1.2. Verre/époxy couturé avec un trou suivie d'une entaille : .....	61
IV.3.1.3. Verre/époxy avec couture : .....	63
IV.3.1.4 Verre/époxy sans couture : .....	66
IV.3.1.5 Comparaison des résultats de traction appliquée sur les éprouvettes : .....	68
IV.4 Conclusion : .....	72
<b>Conclusion générale</b> .....	<b>73</b>

## CHAPITRE I

Figure I. 1 : constitution d'un matériau composite. ....	09
Figure I. 2 : Les matériaux utilisés pour réaliser la structure des avions. ....	09
Figure I. 3 : Les constituants d'un composite. ....	14
Figure I. 4 : Les différents types de renfort de base. ....	14
Figure I. 5 : Chaîne et trame d'un tissu. ....	16
Figure I. 6 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus. ....	17
Figure I. 7 : Fibre de verre. ....	18
Figure I. 8 : Fibre de carbone. ....	19
Figure I. 9 :Fibre d'aramide. ....	20
Figure I. 10 : Fibre céramique. ....	21
Figure I. 11 : Fibre naturelle. ....	22
Figure I. 12 : Les types de résines. ....	22

## CHAPITRE II

Figure II. 1 : Principe du cloutage "Z-Pin". ....	28
Figure II. 2 : Renfort de type NCF. ....	29
Figure II. 3 : Principe du lock stitch. ....	30
Figure II. 4 : Principe du Chain stitch. ....	30
Figure II. 5 : Principe du modified Chain stitch. ....	31
Figure II. 6 : Principe du Tufting. ....	31
Figure II. 7 : Principe de la couture OSS. ....	32
Figure II. 8 : Couture de type Blind Stitch. ....	32
Figure II. 9 : Principe du moulage au contact. ....	35
Figure II. 10 : Principe du moulage par projection simultanée. ....	36
Figure II. 11 : principe du moulage sous vide. ....	36
Figure II. 12 : principe du moulage par injection de résine. ....	37
Figure II. 13 : principe du Moulage par centrifugation. ....	38
Figure II. 14 : Constitution d'un stratifié. ....	38
Figure II. 15 : Désignation d'un stratifié. ....	39
Figure II. 16 : les structures sandwiches. ....	41

## CHAPITRE III

Figure III. 1 : Rouleau tissu de verre type (D). .....	42
Figure III. 2 : Tissu de verre découpé selon la géométrie de l'éprouvette. ....	43
Figure III. 3 : Bobine de file de pêche ordinaire. ....	43
Figure III. 4 : le « Chain stitch ». ....	44
Figure III. 5 : Machine à coudre utilisée. ....	44
Figure III. 6 : La technique de coudre. ....	45
Figure III. 7 : Schéma illustratif, présente les dimensions utilisées pour la couture (stitch lenth et stitch step). ....	45
Figure III. 8 : la résine Epocast50_A1 US. ....	46
Figure III. 9 : préparation des tissus sur la table (le nylon). ....	48
Figure III. 10 : mélange d'époxyde et durcisseur. ....	48
Figure III. 11 : dépôt des tissus avec la résine. ....	49
Figure III. 12 : Eprouvettes recouvertes avec tissu d'arrachage et tissu de Walt. ....	49
Figure III. 13 : Eprouvette recouvert avec un nylon. ....	50
Figure III. 14 : les éprouvettes branchés avec une pompe à vide. ....	50
Figure III. 15 : plaques stratifiés réalisées. ....	51
Figure III. 16 : les dimensions de l'éprouvette selon la norme ASTM D3090. ....	51
Figure III. 17 : Le moyen de découpage des plaques. ....	52
Figure III. 18 : échantillons des éprouvettes obtenues. ....	53
Figure III. 19 :Création d'un trou. ....	53
Figure III. 20 : Talons en aluminium. ....	54
Figure III. 21 : organigramme pour la technologie des éprouvettes. ....	55

## *CHAPITRE IV*

Figure IV. 1 : la machine de traction. ....	57
Figure IV. 2 : Les éprouvettes obtenues après l'essai de traction (a), (b). ....	57
FigureIV. 3 : contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes sans couture avec un trou et une entaille de déférentes longueur (de 1.5mm jusqu'à 5,5). ....	58
Figure IV. 4 : contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes couturés avec un trou suivi d'une entaille de déférentes longueurs (de 1.5mm jusqu'à 5,5). ....	61
Figure IV. 5 : contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes avec couture. (a) : éprouvettes 1pli avec couture, (b) : éprouvettes 2plis avec couture, (c) : éprouvettes 3plis avec couture, (d) : éprouvettes 4plis avec couture. ....	64
Figure IV. 6 : contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes sans couture. (a) : éprouvettes 1pli sans couture, (b) : éprouvettes 2plis sans couture, (c) : éprouvettes 3plis sans couture, (d) : éprouvettes 4plis sans couture. ....	66
Figure IV. 7 : comparaison contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes couturé et non couturé. ....	68

Figure IV. 8 : histogrammes des résultats des essais de traction : Module de Young, et contrainte maximale pour des éprouvettes non couturé qui contient un trou suivi d'une entaille. ....70

Tableau IV. 9 : histogrammes des résultats des essais de traction : Module de Young, et contrainte maximale pour des éprouvettes couturé qui contient un trou suivi d'une entaille. ....71

## Liste des tableaux

### Présentation de l'entreprise

Tableau .1 : Fiche signalétique d'Air Algérie.....	1
Tableau .2 : La flotte d' Air Algérie.....	7

### *Chapitre I*

Tableau I. 1 :Différents types de verres fiabiles.....	18
Tableau I. 2 :Caractéristiques des fibres de carbone, comparées à celles des fibres de verre E. ..	19
Tableau I. 3 :caractéristiques mécaniques de mono filaments aramides.....	20
Tableau I. 4 :Caractéristique des résines thermoplastiques.....	23

### *Chapitre II*

Tableau II. 1 : Les différents points à la machine de couture. ....	34
---	----

### *Chapitre III*

Tableau III. 1 : Caractéristique de la résine Epocast50_A1 US.....	46
Tableau III. 2 : Dimension des éprouvettes en (mm).....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

### *Chapitre IV*

Tableau IV. 1 :Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 1.5mm. ....	59
Tableau IV. 2 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 2.5mm. ....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>

## Liste des tableaux

Tableau IV. 3 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 3.5mm. ....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
Tableau IV. 4 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 4.5mm. ....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
Tableau IV. 5 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 1.5mm. ....	<b>Erreur ! Signet non défini.</b>
Tableau IV. 6 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 1.5mm.....	62
Tableau IV. 7 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 2.5mm.....	62
Tableau IV. 8 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 3.5mm.....	63
Tableau IV. 9 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 4.5mm.....	63
Tableau IV. 10 : Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 5.5mm.....	63
Tableau IV. 11 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (1 pli).....	65
Tableau IV. 12 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (2 plis). ....	65
Tableau IV. 13 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (3 plis). ....	65
Tableau IV. 14 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (4 plis). ....	65
Tableau IV. 15 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (1 pli).....	67
Tableau IV. 16 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (2 plis). ....	67
Tableau IV. 17 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (3 plis). ....	67

## Liste des tableaux

Tableau IV. 18 : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (4 plis). .....	68
Tableau IV. 19 : Récapitulatif des meilleurs résultats des essais de traction sur les éprouvettes verre époxy sans couture. ....	69
Tableau IV. 20 : Récapitulatif des meilleurs résultats des essais de traction sur les éprouvettes verre époxy avec couture. ....	69

# LISTE DES SYMBOLES ET ABRIVIATIONS

## Liste des symboles :

### A. Paramètres physiques :

**$E$**  : Module d'élasticité.

**$\sigma$**  : Contrainte.

**$\epsilon$**  : Déformation.

**$\sigma_r^u$**  : Contrainte à la rupture.

**$\epsilon_r^u$**  : Déformation à la rupture.

**$E_1^u$**  : Module de Young

**$K_C$**  : Facteur d'intensité de contrainte.

**$F$**  : Force (N).

### B. Unités :

**N** : Newton.

**Pa** : Pascal.

**M**: Mètre.

**Kg**: Kilogramme.

**KN**: Kilonewton.

**Mn**: Minute.

**Mm**: Millimètre.

**MPa**: Mégapascal.

**GPa**: Gigapascal.

**%**: pourcentage.

**RS** : Résiduelle stress.

**RM** : Résiduelle module.

### Liste des abriviations:

**V/Ep\_PS-1.5** : verre/époxy\_plis sans couture-entaille de 1.5mm

**V/Ep\_PS-2.5** : verre/époxy\_plis sans couture-entaille de 2.5mm

**V/Ep\_PS-3.5** : verre/époxy\_plis sans couture-entaille de 3.5mm

**V/Ep\_PS-4.5** : verre/époxy\_plis sans couture-entaille de 4.5mm

**V/Ep\_PS-5.5** : verre/époxy\_plis sans couture-entaille de 5.5mm

**V/Ep\_PA-1.5** : verre/époxy\_plis avec couture-entaille de 1.5mm

**V/Ep\_PA-2.5** : verre/époxy\_plis avec couture-entaille de 2.5mm

**V/Ep\_PA-3.5** : verre/époxy\_plis avec couture-entaille de 3.5mm

**V/Ep\_PA-4.5** : verre/époxy\_plis avec couture-entaille de 4.5mm

**V/Ep\_PA-5.5** : verre/époxy\_plis avec couture-entaille de 5.5mm

**V/Ep\_PS** : verre/époxy\_plis sans couture

**V/Ep\_PA** : verre/époxy\_plis avec couture

**1P** : 1 pli

**2P** : 2plis

**3P** : 3plis

**4P** : 4plis

**Noched** : fissurée.

**Inoched** : non fissurée.

## Introduction générale

Le développement de nouveaux matériaux est soumis aux besoins des utilisateurs (constructeurs), Ce qui a conduit les ingénieurs à développer certaines des propriétés telle que la dureté, la légèreté, la fiabilité, la facilité de mise en forme, résistance à la corrosion, bien que le concept de matériau composite vint des temps anciens, cette technique a été principalement développée depuis 1960.

Les matériaux composites, au sens le plus courant du terme, sont un ensemble de matériaux de synthèse conçus et mis en œuvre essentiellement pour des applications structurales, de façon à ce que la fonction mécanique est dominante. Ces matériaux trouvent de plus en plus d'application pour la réalisation des pièces structurales de dimensions diverses, dans de nombreux secteurs industriels tels que l'aéronautique (ou l'utilisation de ces matériaux s'est imposé et ne cesse de croître rapidement), la construction automobile (pour réduire la consommation d'énergie) le bâtiment, l'industrie chimique, pétrochimique, biomédical .... Etc. Ces secteurs se sont tournés cette alternative pour leurs applications pour plusieurs raisons.

Pour optimiser la durée de vie utile et réduire le risque de défaillance des applications en composite renforcé fibres de verre, il est critique de sélectionner correctement le type et la composition de la fibre de verre, elles sont largement utilisées pour les coffrages d'avions, les boîtes de moteurs à fuser, les pales d'hélicoptères, les coques des navires, les équipements de sport.... Etc.

Le but de cette étude est de proposer un moyen de caractérisation rapide mécanique des éprouvettes élaborées des matériaux composites stratifiés à matrice therm durcissable avec ou sans couture.

Ce mémoire se compose de quatre chapitres comme suit :

Chapitre 1 : Généralité sur les matériaux composites

Chapitre 2 : La mise en œuvre et couture des stratifiés

Chapitre 3 : Elaboration des composites stratifiés sans et avec couture

Chapitre 4 : procédures expérimentales et discussion des résultats

### 1. Présentation générale de la compagnie Air Algérie :

Air Algérie est une compagnie aérienne nationale active dans le domaine du transport civil sous le nom de Compagnie Générale de Transport (C.G.T) créée en 1947. C'est une Entreprise Publique Economique/Société Par Action (EPE/SPA) avec un capital de 43.000.000.000,00 DA. Son siège social est à : 1, place Maurice AUDIN, Alger, Algérie. Elle a pour mission principale d'assurer le transport des passagers, bagages, fret et courriers dans des meilleures conditions de sécurité, régularité et confort.

Elle opère depuis l'aéroport houari Boumediene d'Alger des vols vers 28 pays en Europe, en Afrique, en Asie, en Amérique et au Moyen-Orient. Elle dessert également 32 destinations sur le territoire algérien. Elle est membre de l'association internationale de transport aérien. Nous pouvons résumer l'identité de la compagnie Air Algérie dans la fiche signalétique suivante :

Logo (avec dénomination)	
Dénomination	Air Algérie
Capital	43 000 000 000,00 DA
Forme juridique	EPE/ SPA
Domaine d'activité	Le transport aérien
Registre de commerce	RC : 00B0091100
Siege social	1, place Maurice AUDIN 16000
Site web	www.airalgerie.dz
Nombre de filiales	4

Tableau I.1 : Fiche signalétique d'Air Algérie. [1]

### 1.2. Historique :

Dès le lendemain de l'indépendance, Air Algérie est considérée comme l'instrument privilégié de l'exercice de la politique du pays, qui devrait permettre à l'Algérie de développer et réaffirmer les coopérations commerciales et culturelles avec des partenaires au niveau national et international, la principale préoccupation des pouvoirs publics consistait à promouvoir l'aviation de façon à répondre à des besoins de plusieurs aides géographiques, économiques, sociales et transitoires.

1947 : Air Algérie est née dans le but de l'exploitation du réseau des lignes aériennes entre l'Algérie et la France.

## PRESENTATION DU LIEUX DE STAGE

---

1963 : Après l'indépendance, Air Algérie devient une compagnie nationale sous tutelle du ministère des transports, mais dans cette période, le contrôle de l'état était assuré à 51%. Les 49% restantes étaient détenues par Air France.

1970 : Après que les parts de l'état algérien atteignent les 80% y compris le capital de la compagnie, Air Algérie a procédé au renouvellement de sa flotte.

1971 : C'est une date historique dans la vie de la compagnie, deux (02) boeings 727-200, venant de Seattle (USA) à Alger, date des perfectionnements techniques et commerciaux. Par cette acquisition, Air Algérie est la première compagnie en Afrique à utiliser à des aéronefs type Jet.

1972 : Le 12 décembre, l'état algérien détient 100% des parts d'Air Algérie, mais cette nationalisation ne sera effective qu'en 1974.

1975 : Air Algérie est devenue une Société Nationale de Transport et de Travail Aérien « STTA », chargée d'assurer les services aériens de transports publics réguliers et non réguliers, sur les réseaux nationaux et internationaux.

1983 : La compagnie a été restructurée en deux entités distinctes ; l'une pour les lignes intérieures et l'autre pour les lignes internationales.

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 est déchargée de la gestion des aéroports.

1997 : Le 17 février, Air Algérie devient une entreprise publique économique (E.P.E) ayant le statut de société par action (S.P.A) au capital de 2,5 milliards DA.

1999 : Un plan de modernisation et de mise à niveau a été élaboré dont :

- Le remplacement des B727-200 et B737-200 par de nouveaux avions « nouvelle génération ».
- L'achèvement des travaux de la nouvelle base de maintenance.
- La mise en place d'une nouvelle stratégie commerciale adaptée aux nouvelles règles de l'économie de marché.
- Développer et renforcer la coopération avec d'autres transporteurs.

## PRESENTATION DU LIEUX DE STAGE

---

- La mise en place d'un système interne de communication (intranet).

2000 : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards de dinars.

2002 : Le capital d'Air Algérie est porté à 14 milliards de dinars.

2003 : Le crash le plus grave de l'histoire d'Air Algérie (boeing 737) à Tamanrasset, faisant 102 morts et 1 survivant.

2006 : Crash d'un avion-cargo d'Air Algérie (Italie) faisant 2 morts.

2007 : Deux événements ont marqué l'histoire de la compagnie Air Algérie, le premier est l'ouverture de la ligne Alger-Montréal et le second événement tragique est le décès du président Mohamed Tayeb Benouis.

2008 : Nomination du nouveau PDG « Abdelwahid Bouabdallah ».

2009 : Cette année a connu :

- L'ouverture d'une ligne directe Alger-Pékin.
- Un appel d'offres internationales d'achat de 11 avions pour une valeur de 111 millions de dollars (accord de l'État algérien).
- L'augmentation du capital à 43 milliards de dinars.

2010 : Modification de l'organigramme de la compagnie

### **1.3. Organigramme de la compagnie Air Algérie :**

Organigramme de la compagnie Air Algérie se compose d'une :

Direction des transports.

Direction logistique.

Direction financière.

Direction technique.

Direction des frets.

Direction des ressources humaines.

Direction commerciale.

## PRESENTATION DU LIEUX DE STAGE

---

Direction régionale.

Direction générale

Direction informatique et de télécommunication.

Direction opérations aériennes.

Direction de planification et contrôle des gestions

Direction des travaux aériens

### **1.4. Objectif d’Air Algérie :**

Comme toute entreprise, Air Algérie a des objectifs à atteindre notamment :

- Augmenter son chiffre d’affaire
- Assurer une place importante sur le marché
- Faire face à la concurrence
- Améliorer l’image de la compagnie
- Rendre le client fidèle au produit offert et assurer la survie de l’entreprise....

Pour réaliser tous ses objectifs, elle a des missions à accomplir tout en respectant ses moyens.

### **1.5. Missions d’Air Algérie :**

La mission principale de l’entreprise de transport et de travail aérien est le transport des passagers, bagages, fret et courriers dans des conditions optimales de confort, de sécurité et de régularité.

Ses principales missions sont :

- Attribuer des conventions et des accords pour exploiter les réseaux internationaux et domestiques en vue d’assurer le transport des personnes, fret, bagages, et courriers quelque soit sa nature : régulier ou non (saisonnier, charter) ...
- Le traitement des dossiers de candidature à l’agrément, l’accord de l’agrément, et le suivie des agents agréés.

## PRESENTATION DU LIEUX DE STAGE

---

- L'émission et la vente des titres de transport et l'obtention de toutes licences et autorisation sur vols.
- Assurer la réparation, la révision, la maintenance, l'entretien, l'achat et la location des aéronefs.
- La communication, la publicité, le transit, les commissions, les consignations, la présentation, l'assistance commerciale et toutes prestations en rapport avec son sujet.
- L'avitaillement des avions dans des conditions fixées par le ministère du transport (l'entretien, la réparation, la révision et toute autre opération de maintenance des aéronefs et équipements pour son compte et le compte des tiers).
- L'exploitation et la gestion des installations en vue de promouvoir les prestations commerciales au niveau des aéroports.

### **1.6. Moyens humains et matériels d'Air Algérie :**

#### ➤ **Moyens humains :**

Air Algérie a su investir dans la formation du personnel, si bien qu'elle ne dispose aujourd'hui que d'un personnel de nationalité algérienne :

- Un personnel de conduites des aéronefs qui lui confère une grande réputation de sécurité.
- La maintenance de sa flotte assurée par son propre personnel.
- Un centre hôtelier ou commissariat (catering) lui permettant de couvrir ses besoins au départ de l'Algérie, ainsi que l'assistance des compagnies étrangères.

Air Algérie compte un effectif de 9327 employés ; les catégories de son personnel se répartissent comme suit :

- \* 8140 personnels au sol.
- \* 502 personnels navigants techniques.
- \* 685 personnels navigants commerciaux.

#### ➤ **Moyens matériels :**

A ce jour, Air Algérie compte une flotte « passagers » de 41 avions

## PRESENTATION DU LIEUX DE STAGE

---

**Tableau 7.2 : La flotte d' Air Algérie [2].**

Type d'avion	Nombre
<b>Boeing 737-800</b>	16
<b>Boeing 737-600</b>	05
<b>Boeing 767-300</b>	03
<b>Hercules L-382G</b>	01
<b>ATR 72</b>	12
<b>Airbus 330-200</b>	05

A ces capacités, s'ajoute la charge offerte par les sautes des avions mixtes qui sont respectivement de l'ordre de 3 à 5 tonnes pour les avions de types Boeing 737/727/767.

Aujourd'hui Air Algérie est aussi :

- 3.500.000 passagers transportés chaque année.
- 36 villes desservies dans 24 pays et 40 escales en Algérie.
- (Voir Annexe n° 1 : Le réseau intérieur et international d' Air Algérie)
- Jusqu'à 120 vols quotidiens en programme de pointe.
- Un réseau de vente comprenant 150 agences en Algérie et à l'étranger reliées à son système de réservation. Son produit est distribué à travers les G.D.S (Global Distribution System) auprès desquels Air Algérie a souscrit des abonnements.
- Des charters pétroliers qui transportent environ 500.000 passagers par an.

## 7.1. Introduction :

Les matériaux composites sont des matériaux qui associent deux matériaux différents, appartenant parfois à deux classes distinctes, pour obtenir une combinaison de propriétés qui tire avantage de chacun.

On peut distinguer au moins quatre grandes familles de matériaux composites suivant la nature de leur matrice et le type de renfort qu'ils contiennent. [3]

Les plus fréquemment utilisés sont les composites à matrice polymère et à renfort fibreux qui présentent des propriétés spécifiques exceptionnelles ou non suivant le tissage.

Les composites céramiques céramiques qui sont moins fragiles que les céramiques massives sont très intéressantes pour leur tenue en température. Les composites à matrice métallique à renfort céramique ont pour vocation de tirer à la fois de la ductilité des métaux et de la raideur du renfort céramique.

Enfin il convient de citer d'autres matériaux tels que le bois, le ciment, le béton, qui sont tous en quelque sorte des matériaux composites.

### 7.1.1. Définition des matériaux composites :

Dans un sens large, le mot "composite" signifie "constitué de deux ou plusieurs parties différentes". En fait, l'appellation matériau composite ou composite est utilisée dans un sens beaucoup plus restrictif, qui sera précisé tout au long de ce chapitre. Nous en donnons pour l'instant la définition générale suivante. 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. [4]

Un matériau composite, comme il est représenté dans la (Figure 1.2) est constitué essentiellement d'un matériau fibreux, jouant le rôle de renfort (armature, squelette...), et il assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité), souvent de nature filamentaire (fibres organiques ou inorganiques) et, un matériau résineux, appelé matrice, qui lie les fibres renforts, répartit les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure une bonne protection chimique du matériau.

Matrice (résine polyester)

Fibre (verre)

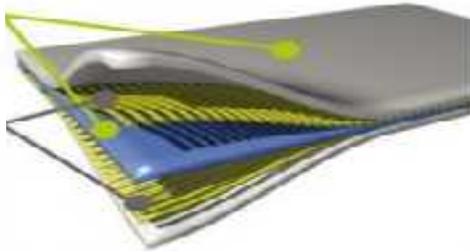


Figure 1.1 : Constitution d'un matériau composite.

### 1.1.2. Emploi des composites en production aéronautique :

L'apparition des fibres de verre dans les années soixante apporta de nouvelle opportunité en matière de conception aéronautique. Généralement noyées dans une matrice époxy, ces fibres confèrent aux composites des propriétés physiques très intéressantes. Pour permettre le durcissement de la pièce en matériau composite, le processus requiert un cycle en autoclave.

Ainsi, ce matériau est rendu plus rigide et résistant que l'aluminium en se représentant que 58% de sa masse. On voit désormais l'intérêt que présentent les fibres de verre dans l'industrie aéronautique. Cependant, son utilisation fait face à quelques réticences, qui avec le temps s'atténueront pour enfin disparaître. On note parmi celles-ci le prix et des problèmes de certification et de maintenance.

Par ailleurs, la conception de pièces en matériaux composites nécessite une expertise pour le dimensionnement, la mise en œuvre et les différents essais qu'il ne faut en aucun cas négliger. [5]

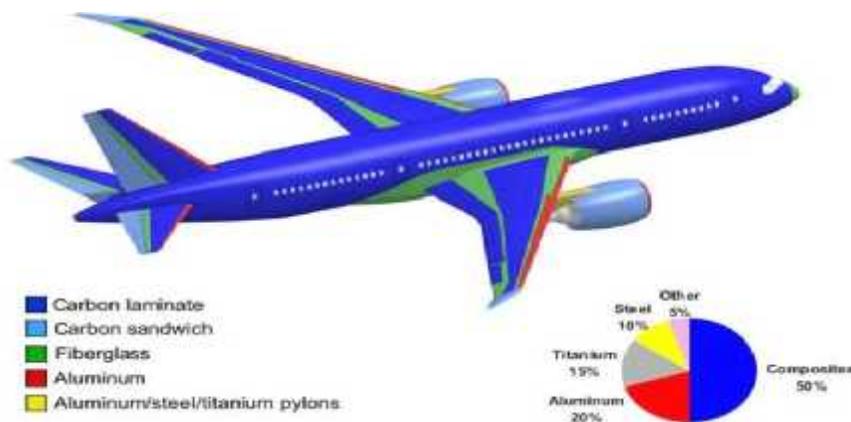


Figure 1.2 : les matériaux utilisés pour réaliser la structure des avions.

### 1.1.3. Types des matériaux composites :

#### ➤ Matériaux composites unidirectionnels :

Si l'angle entre deux couches consécutives est nul, c'est-à-dire toutes les fibres sont alignées selon une seule direction.

Dans un tissu unidirectionnel, les fils sont alignés parallèlement à la direction chaîne, et ils sont réunis par un fil fin dans la direction trame. Ainsi le tissu est unidirectionnel avec des performances élevées dans la direction chaîne.

#### ➤ Matériaux composites bidirectionnels :

C'est un composite orthotrope, ou les stratifiés sont constitués de couche de matériaux dont le renfort est à base de tissus. Ces derniers sont généralement constitués de fils unidirectionnels croisés à  $90^\circ$  : l'un dans le sens chaîne, l'autre dans le sens trame. Ces couches possèdent trois plans de symétrie, les directions principales **L** et **T** seront prises respectivement suivant la direction chaîne et la direction trame. La direction **T** est orthogonale au plan.

#### ➤ Matériaux composites multidirectionnels :

Si les couches successives sont orientées les unes par rapport aux autres à des angles autres que  $0^\circ$ . A titre d'exemple, les stratifiés à 4 plis le multidirectionnel suivant  $[0/+45/-45/90/90/+45/-45/0]$ .

Cette forme structurale permet d'avoir un tissu multidirectionnel qui permet de créer des formes complexes non développables qui donne par suite des pièces présentant de très hautes caractéristiques mécaniques et thermiques. [6]

### 1.1.4. Types de composites :

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

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

- **Composites à grande Diffusion (GD)** : constitués principalement par le couple résine (polyester)/fibre de verre [7]
- **Composites à Haute performance (HP)** : constitués par le couple résine/fibre de verre, de carbone ou d'aramide. [7]

Les composites (GD), représentent 95% des matériaux composites utilisés. En générale, ce sont des plastiques armées ou des plastiques renforcées dont le taux volumique de renfort avoisine 30%.

Les principaux constituants de base sont les résine polyester (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (plus de 99% de renfort utilisés).

Les composites (HP) sont principalement utilisés dans l'aéronautique. Les renforts utilisés sont plutôt des fibres longues dont le taux de renfort est supérieur à 50%. Contrairement au composites (GD), leur propriétés mécaniques, résistance mécanique et rigidité, sont largement supérieurs à celles des métaux.

Les propriétés des matériaux composites dépendent de trois facteurs :

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

### 1.1.5. Classification des matériaux composites :

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

#### 1.1.5.1. Classification suivant la forme des constituants :

##### ➤ **Composites à fibres :**

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. [8]

L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécaniques et physiques en jouant sur :

- La nature des constituants.
- La proportion des constituants.
- L'orientation des fibres.

### ➤ **Composites à particules :**

Un matériau composite est un composite 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.

Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du Matériau, sans en diminuer les caractéristiques. [8]

### **1.1.5.2. Classification suivant la nature des constituants :**

#### ➤ **Composites à matrice organique << résine, charges >> avec :**

- Des fibres minérales : verre, carbone .....etc.
- Des fibres organiques : kevlar, polyamides .....etc.
- Des fibres métalliques : bore, aluminium .....etc.

#### ➤ **Composites à matrice métallique, avec :**

- Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium.
- Des fibres métalliques : bore.
- Des fibres métal-minérale : fibres de bore revêtues de carbure de silicium << Borsic

#### ➤ **Composites à matrice minérale << céramique >> avec :**

- Des fibres métalliques : bore.
- Des particules métalliques : cermets.
- Des particules minérales : carburent, nitrures.

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassent pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métalliques ou minérales sont utilisés au-delà : jusqu'à 600°C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000°C pour une matrice céramique. [9]

### 7.1.6. Avantage des matériaux composites :

- Mise en forme des pièces complexes <<principe de moulage>> et réduction du nombre d'interfaces << boulonnage, rivetage et soudure sur structures métallique >>.
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion << sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone >>.
- Insensibles aux produits chimiques << Mécanique >>.
- Gain de masse.
- Grande résistance à la fatigue.

### 7.1.7. Inconvénients des matériaux composites :

- Meilleure tenue au feu << classement M >> que les alliages légers mais émission de fumées << classement F>> parfois toxiques pour certaines matrices.
- Coûts parfois prohibitifs << temps et coût études et mise en œuvre >>, le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.
- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques. [10]

## 7.2. Les constitutions d'un matériau composite :

Un matériau composite comme il est représenté dans la figure, est constitué d'une matrice et d'un renfort, constitué de fibres.

La matrice elle-même composé d'une résine (polyester, époxydes) et de charge dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production.

D'un point de vue l'ensemble résine charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est constitué d'une matrice et d'un renfort. [11]

# CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

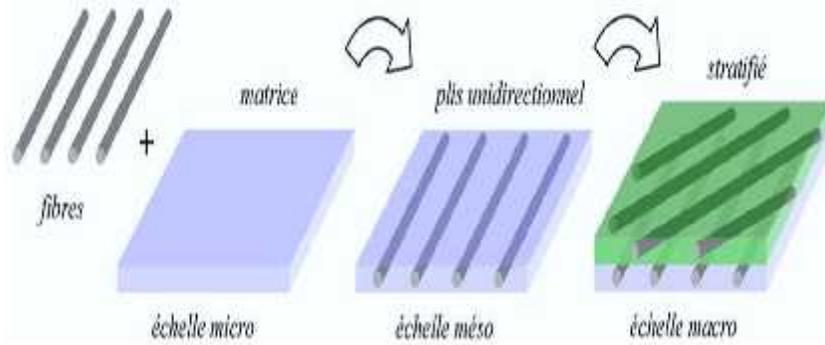


Figure 1.3 : Les constituants d'un composite.

## 1.2.1. Le renfort :

Les renforts ont pour rôle d'assurer les propriétés mécaniques du matériau composite : la rigidité, la dureté, la résistance à la rupture, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines des propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenue aux feux résistances à l'abrasion, etc.

Le renfort est souvent de nature filamentaire : fibres organiques ou inorganique. [12]

Les fibres sont constituées par plusieurs centaines ou milliers de filaments de diamètre variant de 5 à 15  $\mu\text{m}$ , ce qui permet de traiter les mèches sur les machines textiles.

Les différents types de renforts [12] sont cités dans l'organigramme ci-dessous [fig.1.4]

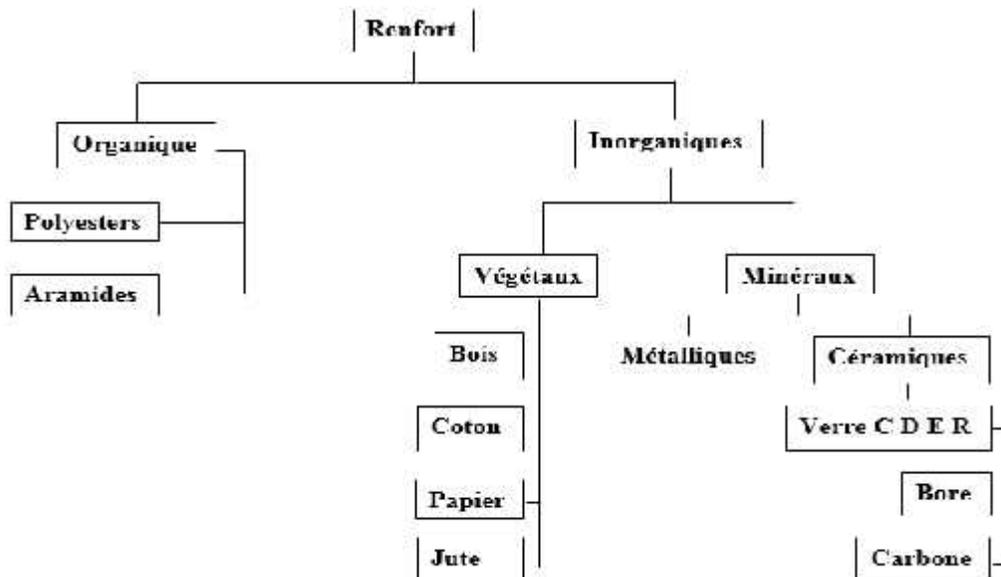


Figure 1.4 : les différents types de renfort de base.

### 1.2.1.1. Les différentes formes de renforts :

Les diverses formes commerciales de renforts :

➤ **Formes linéaires** (fil, méché) :

Les fibres sont élaborées suivant un diamètre de quelques micromètres (une dizaine), et ne peuvent par conséquent pas être utilisées sous forme unitaire. Pour leur utilisation pratique, ces fibres sont réunies en fils ou en mèches de différentes formes. La nomenclature générale des diverses formes linéaires est encore mal déterminée, et généralement dérivée de celle utilisée pour les fibres de verre.

➤ **Formes surfaciques** (tissu simple mat) :

Les fils peuvent être utilisés pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus ou rubans, essentiellement développés dans le cas de fibres de verre.

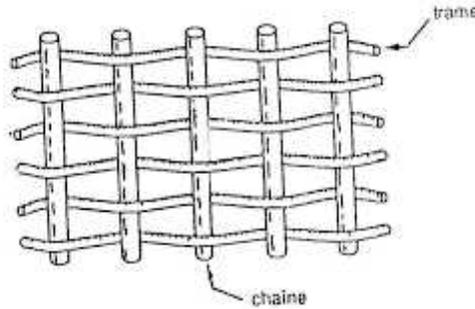
- **Les mats :**

Les mats sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. Ils sont maintenus ensemble par un liant soluble ou non dans les résines, suivant la mise en œuvre. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotropie des propriétés mécaniques du mat dans son plan.

- **Les tissu et rubans :**

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc., réalisé sur un métier à tisser. Il est constitué (figure I.5) :

- d'une chaîne, ensemble de fils parallèles répartis dans un plan suivant la longueur du tissu,
- d'une trame, ensemble de fils s'entrecroisant avec les fils de chaîne.



**Figure I.5 :** chaîne et trame d'un tissu.

➤ **Formes multidirectionnelles :**

- **Tresses et préformes :**

Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice, dont la variation du pas permet d'ajuster la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc. Par ce procédé, divers tissus peuvent être obtenus en forme de "chaussettes" coniques, ovales ou hémisphériques, utilisées pour satisfaire aux besoins de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères, etc.).

- **Tissus multidirectionnels :**

Des tissages volumiques sont également utilisés, et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. La structure la plus simple est celle du tissage 3D, où les fils sont disposés suivant 3 directions orthogonales. Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4 directions (figure I.5). L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes. [13]

La figure I.5 illustre les armures classiques utilisées : toile ou taffetas, sergé, satin, armure croisée, armure unidirectionnelle.

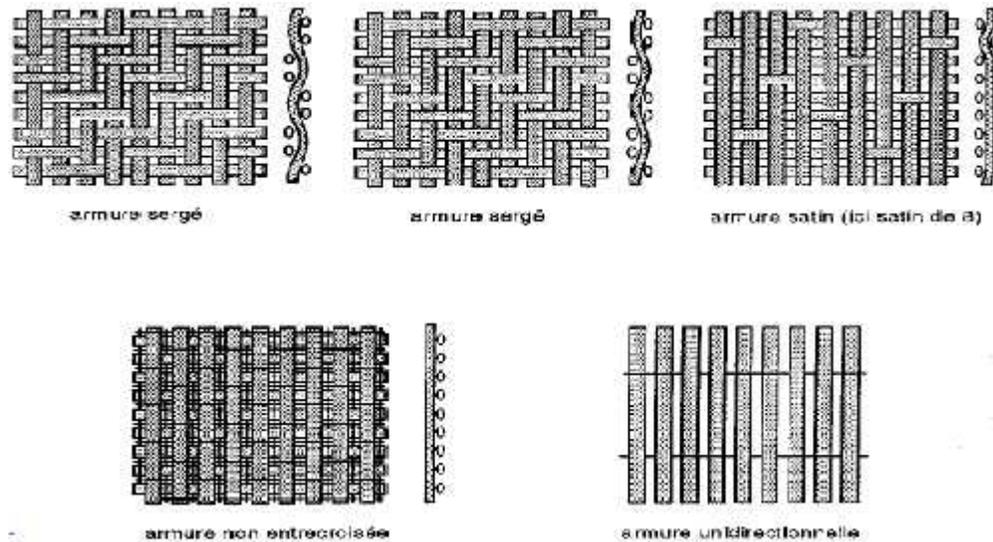


Figure 7.6 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus.

### 1.2.1.2. Principales fibres :

Bien que de nombreux types de fibres soient disponibles, il y a seulement une gamme de fibres qui sont utilisées dans l'industrie on a :

#### ➤ Les fibres de verre :

Elles constituent le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elle est obtenue à partir de sable << silice >> et d'additifs << alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore >>.

Actuellement on distingue plusieurs types de verres filables peuvent être obtenue dans la pratique les verres du type E constitue la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement. Les autres verres, représentent globalement une faible quantité, sont réservés à des applications spécifiques :

- Le verre D, à haute propriétés diélectriques, pour la construction de matériel électronique de télécommunications, en particulier les radomes.
- Le verre C, résistant aux agents chimiques pour les couches superficielles des structures particulièrement exposées sur le plan chimique
- Le verre R et S, à caractéristiques mécaniques élevées pour la réalisation de structures à haute performances mécanique.

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

- Le verre E, c'est le plus utilisée dans le renforcement des composites. Ces composants principaux, en dehors de la silice, sont l'alumine et l'oxyde de bore, avec un maximum de 1% d'oxyde d'alcalins.
- Le verre ECR, dérivé du verre E avec une plus forte concentration en trioxyde d'aluminium et toujours très peu d'oxyde alcalins ce qui lui donne de bonnes performances vis-à-vis des acides. [14]



Figure 1.7 : Fibre de verre.

Tableau 1.1 : différents types de verres fiabiles.

Type	Caractéristiques générales
E	À usage générale : bonnes propriétés électriques
D	Haute propriétés diélectrique
A	Haute teneur en alcali
C	Bonne résistance chimique
R,S	Haute résistance mécanique

### ➤ Les fibres de carbone :

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques d'autant plus que leur masse volumique est faible (généralement inférieure à 2000 Kg/m<sup>3</sup>). Le tableau 3 compare les caractéristiques des fibres de carbone à celles des fibres de verre E. on outre, il faut noter que les fibres de carbone ont une excellente tenue en température, en atmosphère non oxydante. En effet, leurs caractéristiques mécaniques sont maintenues jusqu'à 1500 C° environ. Cette propriété a conduit à développer des composites fibres de carbone/matrice de carbone, à hautes tenue

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

thermique, utilisés dans les tuyères de fusée, les plaquettes de freins (camion, avions), les éléments de fours, etc. ces matériaux, revêtus d'une couche protectrice anti-oxydante, trouvent également des applications en atmosphère oxydante dans le domaine spatial : bords, tuiles, etc.



**Figure 1.8 :** fibre de carbone.

Le produit de base est le fil contenu ou stratifié carbone, constitué de mono filaments de carbone (par exemple : 500, 1000, 3000, 6000, 10000, etc. filaments) assemblés sans torsion. Ces stratifiés peuvent être utilisés directement pour les procédés de fabrication de composites par pultrusion ou par enroulement filamentaire. Les stratifiés peuvent être également tissés pour obtenir des rubans, des tresses, des tissus unidirectionnels ou multidirectionnels, des tissus hybrides (verre-carbone, Kevlar- carbone) etc. Ces diverses formes peuvent éventuellement être prés imprégnés.

**Tableau. I.2 :** Caractéristiques des fibres de carbone, comparées à celles des fibres de verre E

Caractéristique	Verre	Carbone (type1 HR)	Carbone (type2)	Carbone (type3)	Carbone (type4)
Masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	2600	1750	1810	1950	2000
Diamètre ( $\mu$ )	10 à 20	5 à 7	5 à 7	5 à 7	12
Module d'Young (GPa)	73	230	400	600	280
Contrainte à la rupture (MPa)	3400	3000-4000	2800	2000	2000-2400
Prix de revient (€)	1	10-15	30-50	200-400	50-100

### ➤ **Fibres aramides :**

Les fibres aramides à caractéristiques mécaniques élevées sont généralement connues sous le nom de "KEVLAR", nom commerciale de la fibre. Les fibres aramides sont des fibres polyamides

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

ou polyamides aromatiques. Les caractéristiques mécaniques des fibres aramides sont reportées dans le tableau 4 pour des mono filaments. Sur fils multi filaments, les caractéristiques sont généralement plus faibles. Le tableau montre une contrainte spécifique à la rupture élevée, du même ordre de grandeur que les fibres de carbone haute résistance HR (tableau I.3), toutefois avec un prix de revient 4 à 6 fois moindre. Néanmoins, leur utilisation est limitée par diverses faiblesses des matériaux composites à fibres aramides :

- Résistances faibles à la compression, à la flexion.
- Sensibilité au cisaillement

Ces faiblesses sont généralement attribuées à une mauvaise adhérence fibre-matrice. Pour y remédier, des ensimages adaptés sont développés.

**Tableau I.3** : caractéristiques mécaniques de mono filaments aramides.

Caractéristiques	Kevlar 29	Kevlar 49	Kevlar 149	Twaron	Technora
Masse volumique ... (kg/m <sup>3</sup> )	1440	1450	1470	1440	1390
Diamètre (μ)	12	12	12	12	12
Module d'Young E (GPA)	60	120	160	60	90
Contrainte à la rupture (MPa)	3000	3000	2400	2600	2800
Allongement à la rupture (%)	3.6	1.9	1.5	3	4



**Figure I.9:** Fibre d'aramide.

➤ **Fibres céramiques :**

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

Les renforts céramiques sont des fibres de type carbure, borure et nitrure. Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication. Elles sont utilisées dans des applications très spécifiques travaillant à haute température et sous atmosphère oxydante (spatial et nucléaire).

Les plus couramment produites sont :

- Les fibres de bore
- Les fibres carburent de silicium
- Les fibres de bore-carbure de bore (B<sub>4</sub>C)
- Les fibres de bore-carbure de silicium : (BorSic).

Ces fibres possèdent des caractéristiques mécaniques assez bonnes et se conservent à des températures pouvant aller de 500°C à 1000°C. Les fibres céramiques sont souvent associées à des résines thermodurcissables de type époxyde à cause de leur bonne adhérence avec ces dernières.



**Figure I.10:** Fibre céramique.

### ➤ Les fibres naturelles :

Les fibres naturelles (figure I.11) telles que le lin, le coton, le chanvre, ou le sisal commencent à être utilisées de plus en plus souvent comme fibres de renfort dans les composites. C'est surtout dans le secteur automobile, où le souci de dégager une image plus écologique et de réaliser des économies de poids a abouti à une utilisation croissante des fibres naturelles



Figure 1.11 : fibre naturelle.

## I.2.2. La matrice :

La matrice est composée d'une résine (polyester, époxyde, etc.) et de charges dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production. D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine-charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est considéré comme constitué d'une matrice et d'un renfort.

La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la fatigue ci-dessous :

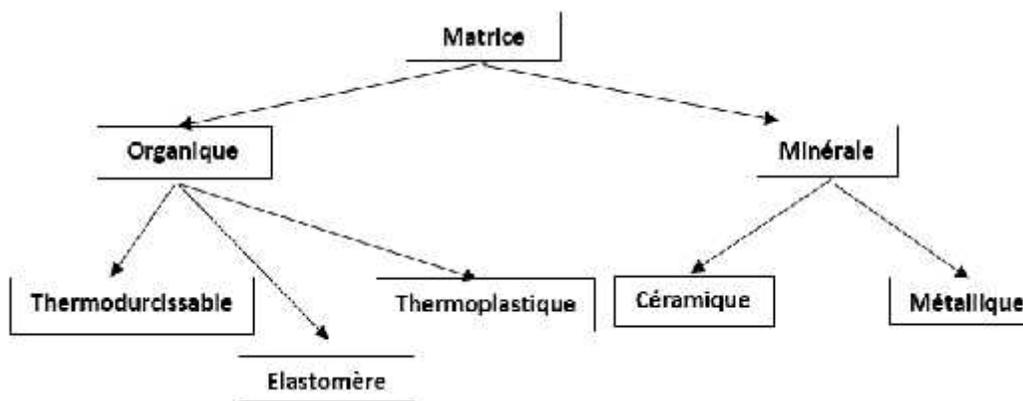


Figure 1.12 : les types de résines.

Les résines utilisées dans les matériaux composites ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures. Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées. [15]

# CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

Il existe plusieurs types de résines classées en deux grandes familles :

## Les thermoplastiques et les thermodurcissables.

Une nouvelle classe de résines, ayant les propriétés des deux précédentes familles, a vu le jour, il s'agit des **thermostables**

### ➤ Les thermoplastiques :

La famille des résines thermoplastiques (on parle de " plastiques ") est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques techniques (ou techno polymères).

Les plastiques de grande diffusion sont mis en œuvre soit par injection pour obtenir des objets moulés, soit par extrusion pour obtenir des films, des plaques, des tubes, des profilés, etc. [16] Les plastiques techniques sont généralement mis en œuvre par injection. Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle, le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc. L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication. Toutefois, ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermomécaniques faibles. Nous donnons ci-après quelques caractéristiques pour le polypropylène et polyamide.

**Tableau.I.4.** : Caractéristique des résines thermoplastiques.

Caractéristique mécanique	Polypropylène	Polyamide
Masse volumique (kg/m <sup>3</sup> )	900	1140
Contrainte à la rupture (MPa)	20-35	60-85
Module d'élasticité (GPa)	1.1-1.4	1.2-2.5
Température de fléchissement sous charge (C°)	50-60	65-100

Les divers thermoplastiques peuvent être renforcés par des fibres et font partie alors des matériaux composites. Cependant, dans le domaine des composites, les résines thermoplastiques ont un développement limité, du fait de la nécessité de faire appel à des transformations à hautes températures de produits solides.

### ➤ Les thermodurcissables :

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

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

- **Les résines polyesters :**

Les résines polyesters insaturées viennent de très loin en tête dans la mise en œuvre des matériaux composites. Leur développement est le résultat :

- D'un faible coût de production.
- De leur diversité offrant de multiples possibilités
- D'une adaptation à des procédés de fabrication faciles à mettre en œuvre et à automatiser.

D'où un développement industriel sans cesse croissant.

Suivant leur module d'élasticité, les résines polyesters sont classées en : résines souples, résines semi-rigides et résines rigides. Les résines habituellement utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont du type rigide.

- **Les résines de condensation :**

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les aminoplastes et les résines furaniques.

Les résines phénoliques sont les plus anciennes des résines thermodurcissables dont la plus connue est la bakélite

Les caractéristiques des résines aminoplastes sont voisines de celles des résines phénoliques. Aux avantages de ces résines, il faut ajouter :

- La possibilité d'utilisations alimentaires.
- La possibilité de colorer les résines

Les résines uraniques sont assez peu utilisées en France à cause de leur coût, trois fois plus élevé que les résines polyesters. Parmi leurs avantages :

- Un durcissement plus rapide que les résines phénoliques.
- Une grande inertie vis-à-vis des agents chimiques corrosifs.

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

Cette dernière caractéristique conduit à utiliser les résines uraniques dans le cas de matériaux devant résister aux produits chimiques : citernes, tuyaux, bacs, etc.

### - Les résines époxydes :

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes. Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters).

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 résines époxydes conduisent donc à un ensemble de performances élevées.

Toutefois, pour bénéficier réellement de ces performances, il est nécessaire d'avoir des durées de transformation et surtout de recuisons très longues (de plusieurs heures à plusieurs dizaines d'heures), à des températures relativement élevées (50 à 100 C°).

Parmi les avantages des résines époxydes, nous retiendrons :

- De bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, fluage, etc.) supérieures à celles des polyesters.
- Une bonne tenue aux températures élevées : jusqu'à 150 °C à 190 °C en continu.
- Une excellente résistance chimique.
- Un faible retrait au moulage (de 0,5 à 1 %).
- Une très bonne mouillabilité des renforts.
- Une excellente adhérence aux matériaux métalliques

Parmi les inconvénients, nous citerons :

- Un temps de polymérisation long.
- Un coût élevé.
- La nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre.
- Une sensibilité à la fissuration.

### ➤ Les thermostables :

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

L'adjectif thermostable désigne ce qui est stable à haute température. Il s'emploie pour désigner un matériau ou une molécule qui ne se dégrade pas à une température.

Les résines thermostables se distinguent des autres résines, précédemment considérées, essentiellement par leurs performances thermiques qui conservent leurs propriétés mécaniques pour des températures plus élevées que 200C°. [17]

Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace, où les laboratoires cherchent à mettre au point de nouvelles résines. Parmi les résines thermostables, la résine polyamide est la plus utilisée.

Les résines polyamides sont apparues sur le marché vers 1970. Ce sont des résines à hautes résistances thermique, mais de prix très élevé. Ces résines permettent d'obtenir des composites de résistances supérieure, à 250 C, à la résistance de l'aluminium. [18]

### 1.2.3. Les charges et additifs :

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières ou en réduire le coût.

La quantité des produits ajoutés peut varier de :

- Quelques dizaines de % dans le cas de charges
- À quelques % et moins dans le cas d'additif

L'addition de ces produits a pour fonction soit d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques du produit fini, soit d'en faciliter la mise en œuvre. Nous donnons dans ce paragraphe des exemples de charges et d'additifs.

#### ➤ Les charges :

Il s'agit de matières organiques, minérales, métalliques ou synthétiques permettant de modifier de manière sensible les propriétés du matériau composite.

- **Charges renforçantes :** l'objet de l'incorporation de charges renforçantes est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine. Ces charges décomposent ont deux types selon leur forme géométrique :
  - Charges sphériques

## CHAPITRE I : Généralités sur les matériaux composites

---

- Charges non sphériques
- **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.

### ➤ Les additifs :

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

- Lubrification et agents de démoulage
- Pigments et colorants
- Agents anti-retrait
- Agents anti-ultraviolet

### 7.4. Domaine d'utilisation des matériaux composites :

- L'industrie aérospatiale.
- Le transport aérien, routier et ferroviaire.
- domaine militaire : Hélicoptère, Fusée, Avions ...etc.
- canalisation.
- Construction navales.
- Sports et loisirs. [21]

### 7.5. Conclusion :

Ce premier chapitre est essentiellement consacré à la description de l'organisation interne des matériaux composites fibres-matrice, on a cité aussi leurs avantages et inconvénients ainsi que leur Domaine d'utilisation

La présente description nous permettra de donner une idée générale sur les matériaux composites.

Dans le chapitre qui suit, on va parler de la mise en œuvre et couture des stratifiés

### Chapitre II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

#### II.1 : Introduction :

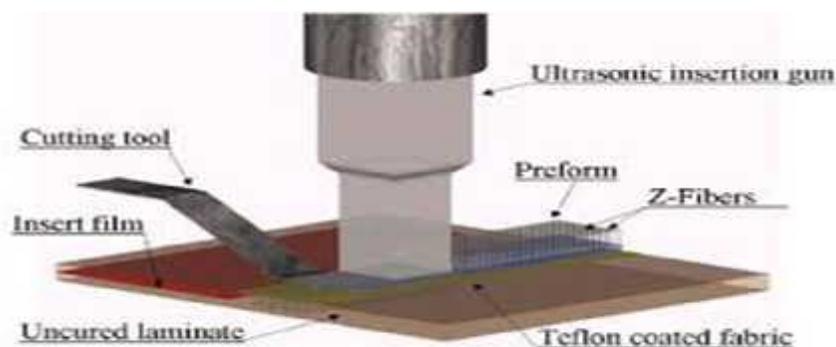
L'objectif de ce chapitre n'est pas de faire une étude approfondie de la technologie de mise en œuvre des matériaux composites. Il se propose simplement de dégager les principes de différents processus de mise en œuvre, et les différentes coutures des stratifiés.

#### II.2 les modes de couture :

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 :

➤ **Z-pinning :**

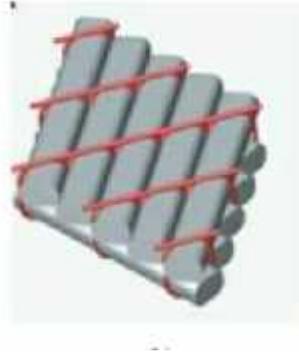
Le "Z-pinning" ou "Z-pin", est l'une des toutes premières technologies développées pour le renforcement dans l'épaisseur des stratifiés classiques 2D [22], [23]. Elle a fait l'objet d'un grand nombre de publications. Le principe consiste en un "simple" épingleage ou cloutage à travers l'épaisseur du stratifié (Figure II.1). Ce cloutage est automatisé et peut être réalisé avec de renforts (clous ou épingles) de différentes matières. Cette technique est encore en application et en développement, notamment pour le renforcement transverse de stratifiés en pré imprégné pour des structures aéronautiques.



**Figure II.1:** Principe du cloutage "Z-Pin" [22].

### ➤ 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 (Figure II.2).



**Figure II.2:** Renforts de type NCF. [23]

La particularité de cette famille de renforts est que le fil de couture n'a pas de rôle structurel. 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 (Figure II.2). Le fil d'assemblage n'étant pas structurel, ce type de renfort n'entre pas dans le cadre de nos travaux. Cependant, de nombreuses études ont été dédiées à l'évaluation de la perméabilité des NCF.

### ➤ 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 II.3). 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.

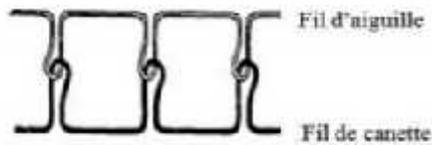


Figure II.3: Principe du lock stitch. [24]

### ➤ Le Chain Stitch :

Ce mode de couture permet la création d'un lien transversal en n'utilisant qu'un seul fil (Figure II.4). Il peut être réalisé avec un mécanisme similaire à celui de Lock Stitch.

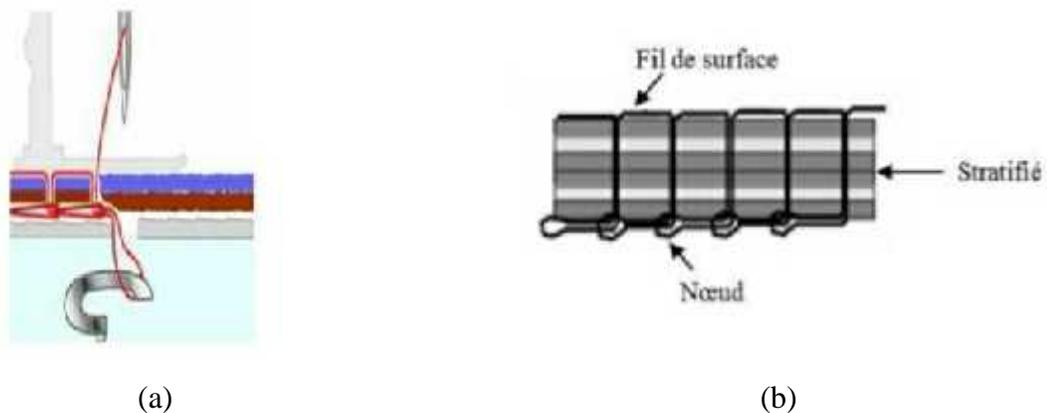
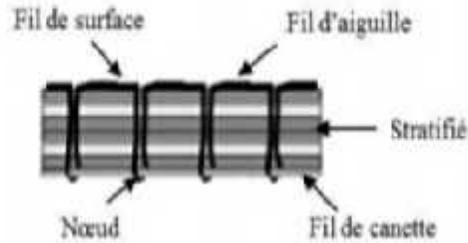


Figure II.4: Principe du Chain stitch. [25]

### ➤ Le Modified Chain Stitch :

Dans ce mode de couture, la tension du fil est réglée de façon à ce que les nœuds 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 II.5)

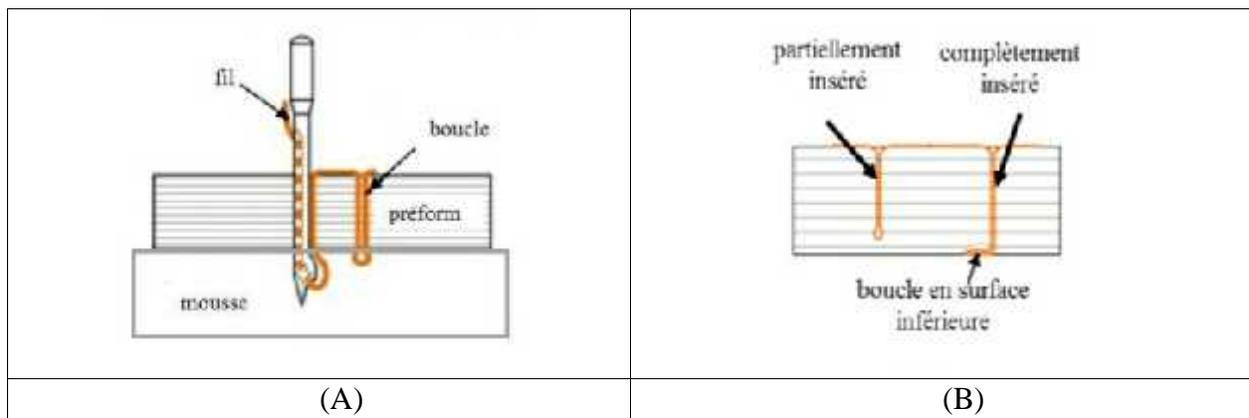


**Figure II.5:** Principe du Modified Chain Stitch. [26]

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

➤ **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 (Figure II.6).

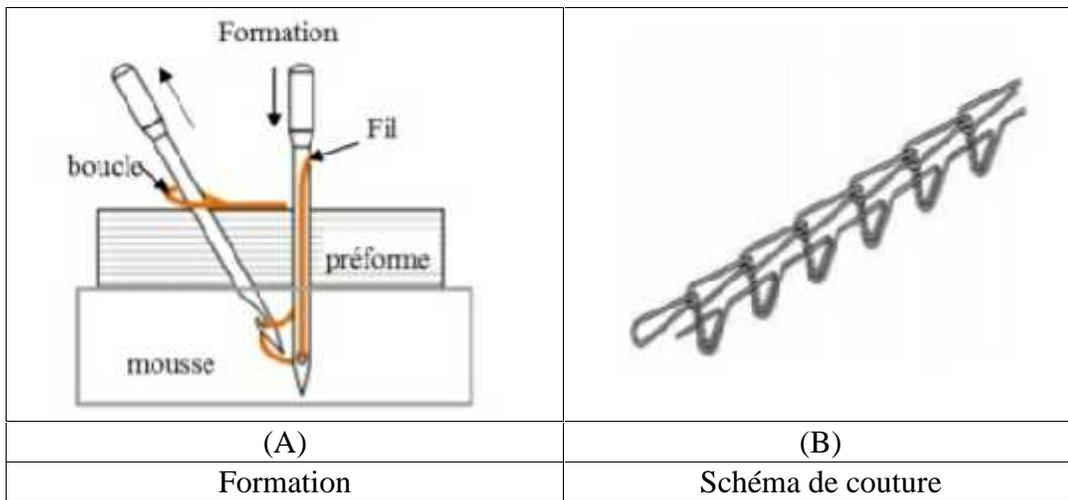


**Figure II.6:** Principe du Tufting. [27]

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

### ➤ L'OSS :

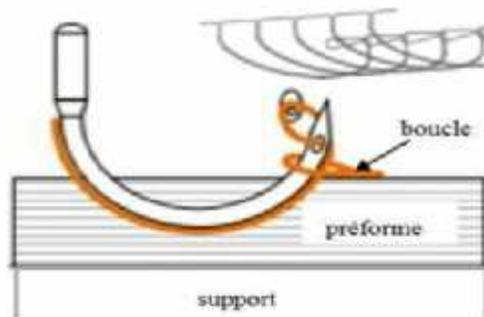
La technologie OSS, permet de réaliser des coutures fermées en n'utilisant qu'un seul fil. La deuxième aiguille, qui est en réalité un crochet, est synchronisée avec l'aiguille qui porte le fil. Elle pénètre la préforme à 45° et récupère le fil en face inférieure, ce qui permet de réaliser une boucle après le passage de l'aiguille dans l'épaisseur de la préforme (Figure II.7).



**Figure II.7:** Principe de la couture OSS. [28]

### ➤ 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 (Figure II.8).



**Figure II.8:** Couture de type Blind Stitch.

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

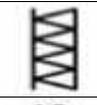
---

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

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

**Tableau II.1:** les différents points à la machine de couture.

Symbole	Nom du point	Utilisation	Élasticité	Conseils d'utilisation
	Droit	Assemblage		Sur les matières non extensibles
	Zigzag	Surfilage, assemblages, couture sur des élastiques, coudre un appliqué	Oui	Pour coudre un appliqué : longueur de point 0 ou quelques mm
	Invisible	Couture invisible Ourlets invisibles		Plus la longueur du point est grande. Moins la couture se verra
	Droit renforcé	Couture renforcée comme pour les fourches de pantalon ou les manches	Oui un peu	
	Zigzag renforcé	Assemblage renforcé, sur un élastique etc.	Oui	
	Zigzag triple Zigzag multiple	Couture élastique pour tous les tissus extensibles, Surfilage des tissus très fins, couture sur tous les endroits pouvant être étirés, couture sur élastique ...	Oui beaucoup	
	Overlock	Surfiler et assembler en même temps. Surtout utilisé pour tissus élastiques, et tissus	Oui	Existe dans l'autre sens
	Overlock renforcé	Idem mais plus solide	Oui	
	Nid d'abeille ou smock	Pour coudre sur des élastiques. Permet de faire smocks	Oui	
	Boutonnière	Couture des boutons		

### II.3. Mise en forme des matériaux composites :

La plupart des méthodes de mise en œuvre consistent à élaborer les pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort. Les différents procédés les plus importants de mise en forme des composites sont :

#### II.3.1. Moulage au contact :

Consiste à disposition successivement sur un moule Un agent de démoulage, Un gel coat, Une couche de résines thermodurcissable liquide (Figure II.9).

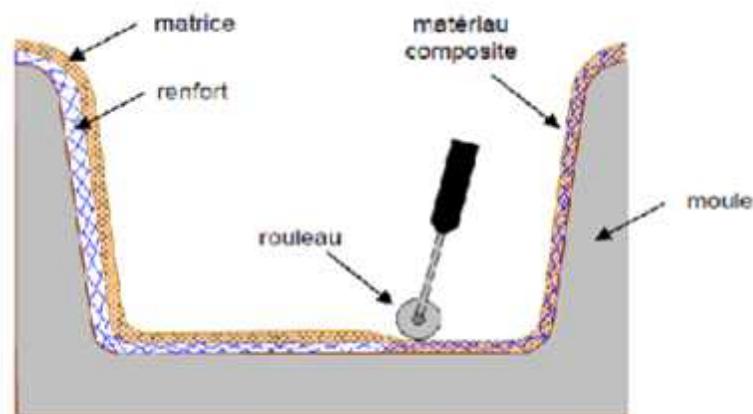
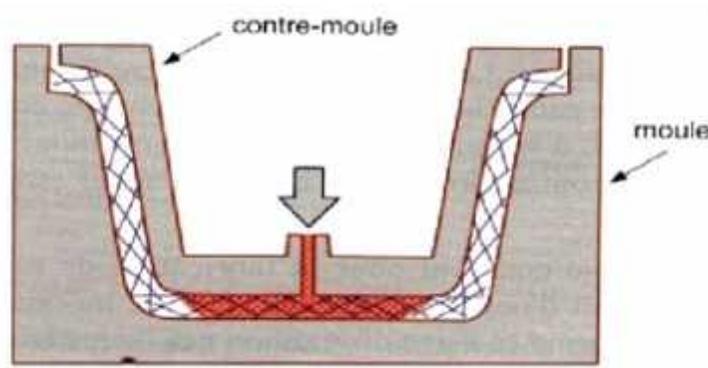


Figure II.9 : Principe du moulage au contact. [29]

#### II.3.2. Moulage par projection simultanée :

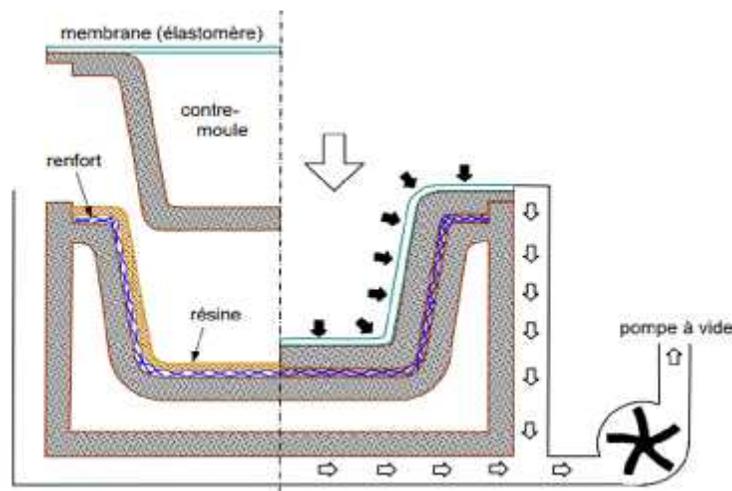
Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un Moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifier et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé (Figure II.10).



**Figure II.10** : Principe du moulage par projection simultanée. [30]

### II.3.3. Moulage sous vide :

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



**Figure II.11** : principe du moulage sous vide. [31]

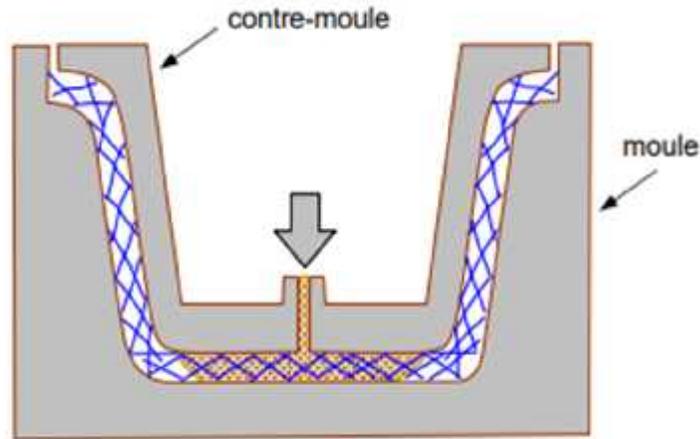
### II.3.4. Moulage par injection de résine ou RTM :

Le moulage consiste, par injection de résine sous pression, à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé.

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

L'alimentation automatique des résines élimine leur manipulation. La proportion de renfort peut être élevée, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées. Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes compliquées (Figure II.12).

L'injection de la résine se fait habituellement à de basse pression de l'ordre de 0,3 MPA.



**Figure II.12** : principe du moulage par injection de résine. [32]

### II.3.5. Moulage par centrifugation :

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Elle est une extrapolation de la technique de fabrication des tuyaux en fonte ou en béton centrifugé.

Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2 000 tours/min). Après dépôt éventuel de gel Coat, on introduit simultanément en continu :

- Le renfort : fibres coupées ou stratifié coupé ;
- La résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyesters, etc.) durcissant à froid.

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation. La polymérisation est effectuée à température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve.

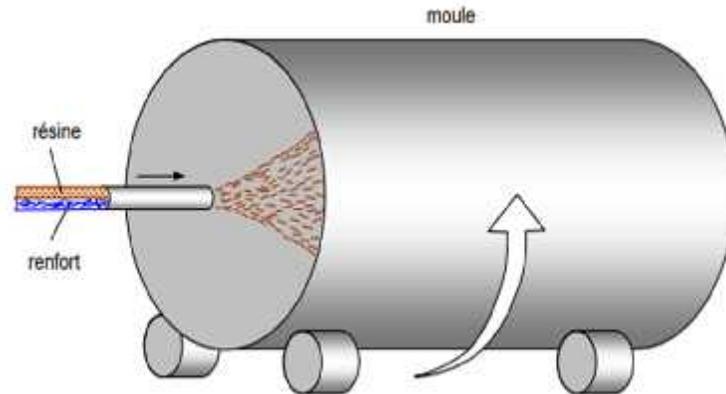


Figure II.13 : principe du Moulage par centrifugation.[33]

### II.4. Architecture d'un matériau composite :

L'ensemble des procédés de mise en œuvre montre la prépondérance d'une conception des pièces en matériaux composites :

- Par surface : plaques, coques ;
- Par stratification de couches successives.

#### II.4.1. Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués (figure II.14) de couches successives (appelées parfois plis) de renforts (fils, stratifils, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines. Nous examinons les divers types de stratifiés.

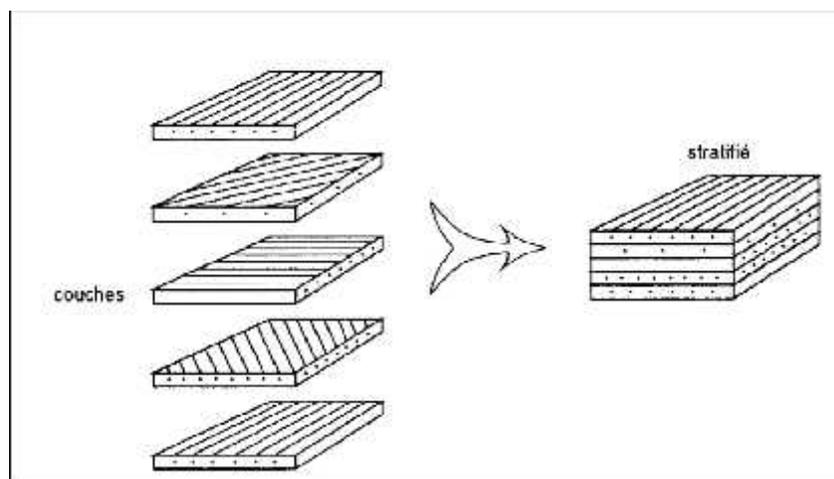
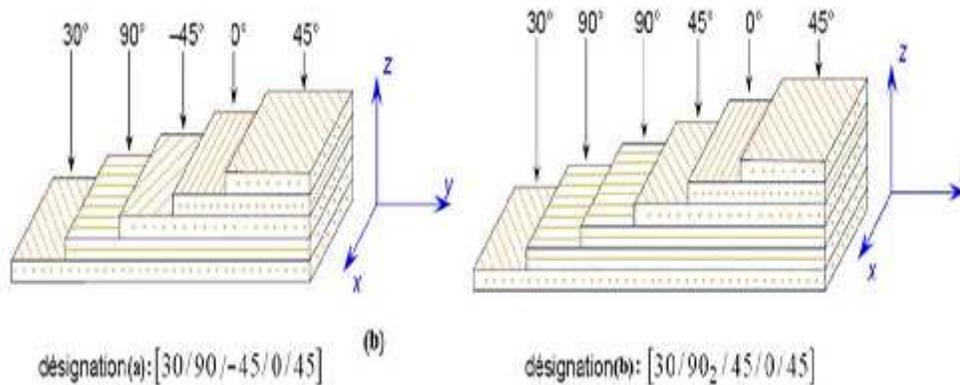


Fig.II.14 : Constitution d'un stratifié.

#### II.4.1.1. Stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels :

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

Les stratifiés à base de fils ou de tissus unidirectionnels constituent un type de stratifié de base auquel peut se ramener en théorie tout autre type de stratifié. Ces stratifiés sont constitués (figure II.15) de couches de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche



**Fig.II.15.** Désignation d'un stratifié.

La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant :

1. Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degrés de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe x de référence.
2. Les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents.
3. Les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique.
4. Les couches sont nommées successivement en allant d'une face à l'autre. Des crochets (ou parenthèses) indiquent le début et la fin du code.

La désignation dépend du système d'axes choisi.

### II.4.1.2. Structure générale d'un stratifié :

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de natures diverses : fils, stratifiés, mats, tissus, fibres de verre, fibres de carbone, etc. Chaque couche doit alors être désignée par l'indication de la nature des fibres, du type de renfort : fils, mat, tissu avec indication de la proportion de fibres suivant le sens chaîne et trame.

## CHAPITRE II : Mise en œuvre et couture des stratifiés

---

Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposées :

- Les couches unidirectionnelles ont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres ;
- Les mats sont peu résistants en traction et devront être réservés aux zones comprimées ;
- Une stratification croisée sera sensible au délaminage interlaminaire ;
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour avoir une pseudo-isotropie dans le plan du stratifié.

Enfin, il est intéressant de noter qu'une stratification symétrique garantira généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.

### II.4.2. Composites sandwichs :

Le principe du technique sandwich consiste à appliquer sur une âme mat unidirectionnel (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux "feuilles", appelées peaux, possédant de bonnes caractéristiques en traction. L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.

Généralement, le choix des matériaux est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.).

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- Pour les âmes pleines (figure 1) :
  - Le balsa ou bois cellulaire ;
  - Diverses mousses cellulaires ;
  - Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques ;
- Pour les âmes creuses (figure 2) :
  - Des alliages métalliques légers
  - Du papier Kraft (enduit ou non de résine)
  - Du papier polyamide, type papier Nomex, etc.

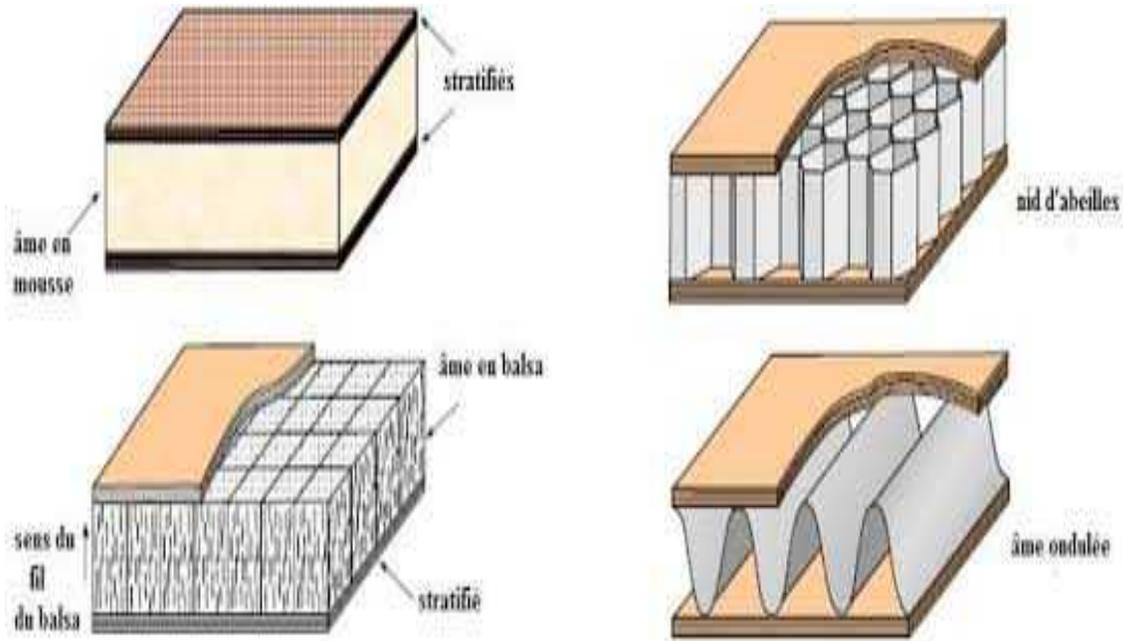


Figure 1

figure 2

**Figure II.16 :** les structures sandwiches.

### II.5 Conclusion :

La fabrication des composites est basée sur le procédé de moulage, le moule utilisé dépend essentiellement de la technique de mise en œuvre adopté.

La plupart des méthodes de mise en œuvre consistent à élaborer les pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort, cette technique générale appelée stratification, conduisant à l'élaboration de stratifiés.

Le chapitre suivant va présenter le procédé d'élaboration qu'on a suivi pour réaliser des stratifiés en verre/époxy.

# Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

### III.1 Introduction :

Ce chapitre présente le procédé et les moyens utilisés pour l'élaboration des éprouvettes stratifiées bidirectionnelles avec et sans couture.

Au début de cette élaboration il faut d'abord commencer par la préparation des matériaux utilisés pour fabriquer les composites voulus, qui sont le tissu (avec et sans couture) et la résine.

### III.2 Préparation des tissus :

Le tissu utilisé est un tissu à fibre de verre (figure III.9), ces fibres représentent 90% en volume des fibres vendues.

Les fibres sont utilisées sur plus d'un point, ce qui permet de réduire le poids en améliorant les performances, pour le prix de compétitif.

Le type de verre utilisé dans cette expérience est de type « **D** » d'une structure bidirectionnelle qui est caractérisé de hautes propriétés diélectriques.



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

### Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

---

La préparation et le découpage de tissu sont faits aux dimensions de 400 x 400 mm d'un nombre égal à 30 plis pour la réalisation des éprouvettes de traction (couturé, couturé avec fissure, non couturé).



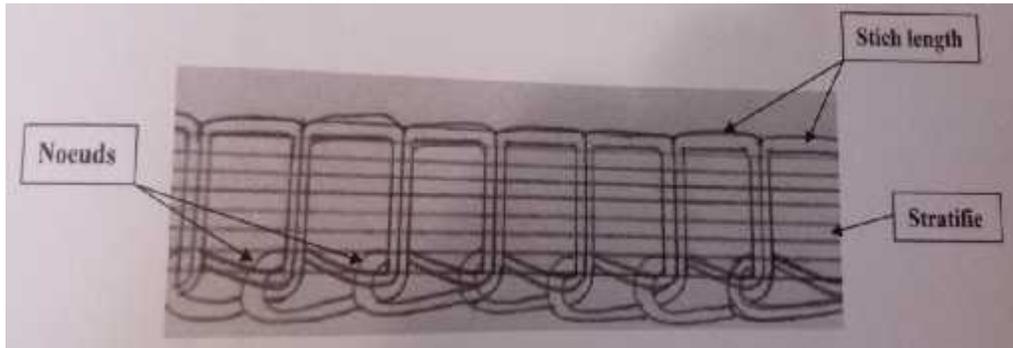
**Figure III.2 :** Tissu de verre découpé selon la géométrie de l'éprouvette.

La prochaine étape est la réalisation de la couture sur les plis qui sont destinés aux stratifiés renforcé par couture.

La couture est réalisée avec deux  **File de pêche ordinaire**  d'un diamètre égal à **0.2 mm**, et pour le type de couture utilisé dans cette expérience est le  **Chain Stitch**



**Figure III.3 :** Bobine de file de pêche ordinaire.



**Figure III.4** : le « Chain stitch ».

Le choix de ce type de couture est fait parce que ce type de couture peut être fait sur une machine à coudre domestique.



**Figure III.5** : Machine à coudre utilisée.

La technique de couture est faite par ces étapes :

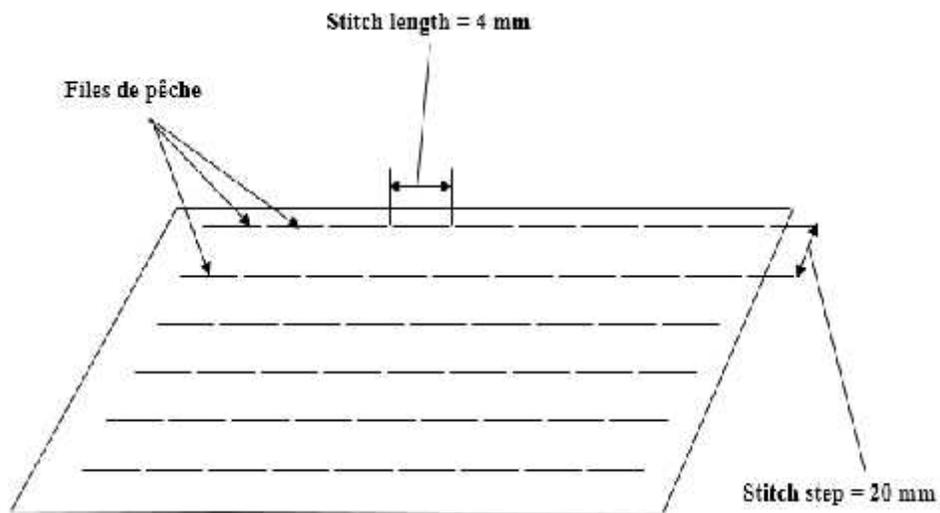
- 1) Préparation des plis.
- 2) Fixation des plis par l'utilisation des papiers collant ordinaire ou bien broches Vêtements.
- 3) Coller une feuille blanche sur le stratifié et tracé des traits orientés suivant la direction voulue, pour le suivent avec la machine à coudre.
- 4) Préparation de la machine à coudre (montage de fil de pêche dans la machine à coudre), et réglage de pas de couture ou bien « **Stitch length** » (5 mm dans cette expérience).

## Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

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



**Figure III.6** : La technique de coudre.



**Figure III.7** : Schéma illustratif, présente les dimensions utilisées pour la couture (stitch length et stitch step).

(45° -45°) représente La direction de couture utilisée dans cette expérience.

### III.3 Propriétés de la résine et matériels nécessaires :

#### III.3.1 : propriétés de la résine :

## Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

La résine utilisée dans ce projet est une résine Epocast50\_A1 US est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautique, le produit est qualifié de BMS 8\_201.

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

Specifications: BMS8-201 type 4 « par number » PN « Boeing material specification ».

**Tableau III.1.** Caractéristiques de la résine Epocast50\_A1 US.

Propriété mécanique de la résine	946	50- A1	50 A1	Méthode de test
	Durcisseurs	résine	/946	
<b>Couleur</b>	Ambre	Paille	Ambre	Visuel
<b>Masse volumique (g/cm)</b>	1.21	1.05	1.18	
<b>Viscosité à 77 °F (25)</b>	7.77	400	2.4	ASTM-D-792
<b>Temps de gel, 100gm, à 77°F</b>			20	ASTM-D-2196
<b>Durée de conservation à non ouvert, mois</b>	12	12		



**Figure III.8 :** la résine Epocast50\_A1 US.

### III.3.2 : Matériels nécessaires :

#### A) Protection individuelle :

- Masque à poussières
- Gants en latex (boite de 100 pour changer autant de fois que nécessaire).

### B) Pour la résine :

- Spatules pour mélanger
- Balance électronique de cuisine précise aux gammes
- Récipient pour y faire les mélanges
- Pinceau
- Chiffon

### C) Outillage :

- Rouleaux d'ébulleur
- Ciseaux
- Démouleur

## III.4 : Elaboration des plaques stratifiées verre/époxy :

L'élaboration du stratifié verre/époxy est réalisée par la méthode dite « imprégnation (moulage au contact) ».

Pour faciliter la tâche et éviter les fausses manipulations qui peuvent endommager nos éprouvettes il existe une méthode qui consiste à imprégner le tissu avec la résine, en suivant les étapes ci-dessous :

- Le tissu est préparé et découpé déjà aux dimensions 400 x 400 mm.
- Etablir le tissu sur le nylon d'une façon uniforme pour l'orientation.



**Figure III.9** : préparation des tissus sur la table (le nylon).

- Préparation de mélange époxy durcisseur.

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



**Figure III.10** : mélange d'époxyde et durcisseur.

- Déposer le premier pli sur la table de travail et verser et répartie la résine sur le pli. La même chose pour les autres plis jusqu'au dernier pli (A). Pour le deuxième cas où les plis sont couturés, déposer directement les plis et verser la résine (B) à l'aide d'un rouleau sur toute la surface pour ne pas laisser de zone sèche.

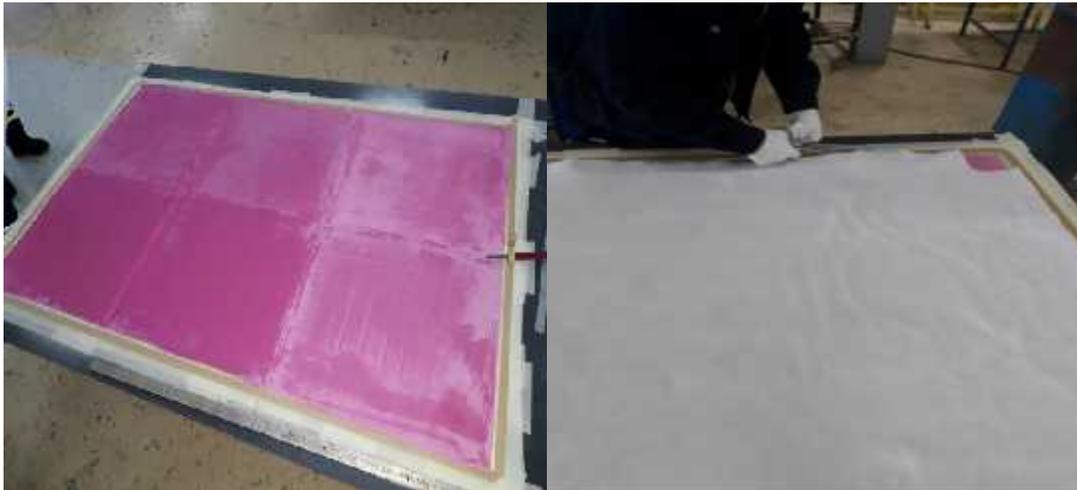


(A)

(B)

**Figure III.11** : dépôt des tissus avec la résine [(A) : avec couture, (B) : sans couture].

- Poser le tissu d'arrachage sur les éprouvettes pour éviter le collage de l'ensemble des tissus lors de la séparation.



**Figure III.12** : Eprouvettes recouvertes avec tissu d'arrachage et tissu de Walt.

- Recouvrir avec un autre bout de même nylon posé au début, qui a pour rôle de fixer le tissu et de l'empêcher de glisser lors de découpage.



**Figure III.13 :** Eprouvette recouvert avec un nylon.

- Après avoir couvert les épreuves, ces derniers sont reliés à une pompe sous vide afin d'aspirer l'air emmagasiné. Nos pièces sont laissées en leurs états pendant 4 heures selon les normes de séchage



**Figure III.14 :** les épreuves branchés avec une pompe à vide.

Une fois les plaques réalisées sont prêtes on la découpe en petites épreuves dimensionnées selon les normes, puis on fixe les talons sur nos épreuves.

**Remarque :**

La même chose pour les autres plaques.

Les modèles des plaques stratifiées obtenues, illustrés ci-dessous :



**Figure III.15 :** plaques stratifiées réalisées.

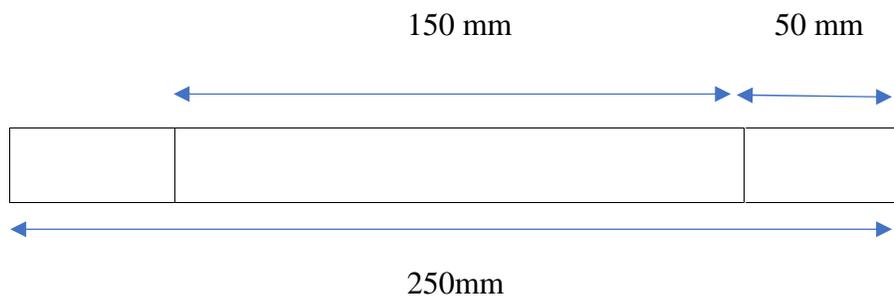
### III.5 : Découpage des plaques :

#### III.5.1 : Norme utilisée :

Une fois les plaques réalisées sont prêtes on les découpe en petites éprouvettes dimensionnées selon les normes, puis on fixe les talons sur nos éprouvettes.

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.16 :** les dimensions de l'éprouvette selon la norme ASTM D3090.

## Chapitre III : Elaboration des stratifiés à caractériser

**Tableau III.2** : dimension des éprouvettes en (mm).

	Longueur totale	Longueur entre outillage	Largeur	Epaisseur
<b>Traction</b>	<b><math>250 \pm 1</math></b>	<b><math>150 \pm 1</math></b>	<b><math>25 \pm 0.5</math></b>	<b>0.3 – 1.7</b>

Le découpage est réalisé avec une machine à découper du type CT15172 crownmunie d'un système de refroidissement par l'eau, régler aux faibles vitesses d'avance, pour éviter le délaminage des couches.

Les plaques de stratifié de dimension 400x 400 mm sont découpées suivant la norme ASTM D3039 relative aux tests de traction.



**Figure III.17** : Le moyen de découpage des plaques.

Les échantillons sont représentés dans les figures suivantes :



**Figure III.18** : échantillons des éprouvettes obtenues.

### III.5.2 : création d'un trou avec une fissure dans le centre des éprouvettes :

Un trou à été créer au centre des chèques éprouvettes avec une entaille de déférentes longueur (1.5 – 2.5 – 3.5 – 4.5 – 5.5) mm comme indique les figures ci-dessous :



**Figure III.19** : création d'un trou.

### III.5.2 : Réalisation et collage des talons :

Des talons en aluminium de dimensions (50x25x1) mm sont réalisés et collés sur les extrémités de l'éprouvette dans les deux faces afin d'assurer la fixation de nos échantillons sur la machine de l'essai.

Les talons ont pour rôle de :

- Transmettre les efforts des mors de la machine d'essais aux éprouvettes en évitant les glissements.
- Protéger les éprouvettes des détériorations causées par le serrage des mors.

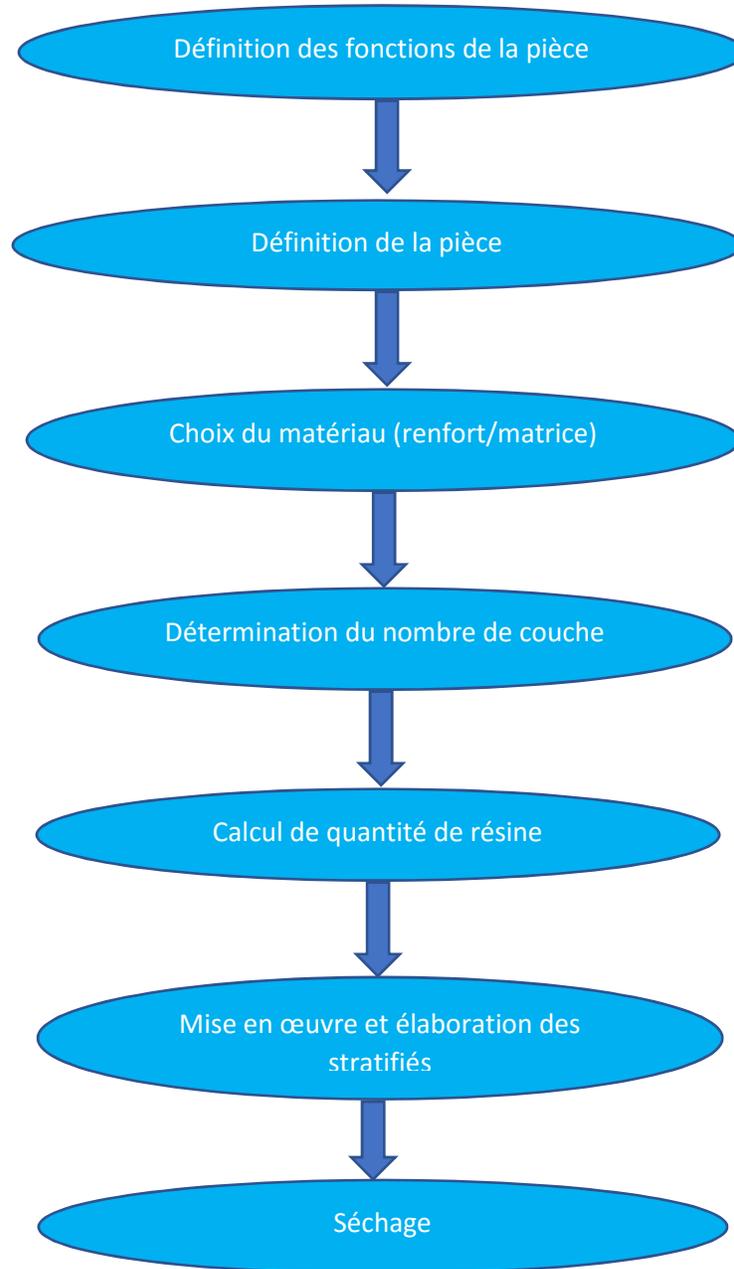


**Figure III.20 :** Talons en aluminium.

### III.5 : conclusion :

La raison de l'utilisation de cette technique e fabrication montré dans ce chapitre est due à son faible cout et à sa facilité de réalisation.

Nous terminerons ce chapitre en mettant en place un organigramme pour la technologie de fabrication des éprouvettes.



**Figure III.21** : organigramme pour la technologie des éprouvettes.

### IV.1. Introduction :

Ce chapitre représente les essais de traction sur les éprouvettes en composite verre/époxy renforcé et non renforcé avec couture (file de pêche), les diagrammes de contrainte-déformation avec une charge précise et des conditions d'essai répétable sont obligatoire sur la machine de traction. Le comportement mécanique est caractérisé à travers plusieurs essais standards sur les éprouvettes élaborés, afin d'obtenir des courbes avec meilleurs résultats possibles comparables avec les éprouvettes sont couture et le trou fissuré, il est nécessaire d'utiliser une machine d'essai, ainsi que des mâchoires mécaniques bloquant l'éprouvette de la même manière à chaque essai.

### IV.2. Essai de traction

Pour caractériser les propriétés mécaniques du stratifié verre/époxy (module d'Young  $E$ , contrainte maximale  $\sigma_m$  et déformation à la rupture  $\epsilon_r$  ) des essais de traction sont réalisés suivant la norme **ASTM D3039**. Ces propriétés mécaniques sont généralement déterminées de la manière suivante :

- 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.
- $k_t = \sigma \sqrt{\pi a} \left[ \frac{1 + \beta \left(\frac{a}{w}\right)}{2 \sqrt{\left(n \left(\frac{a}{w}\right)\right) \left(1 - \left(\frac{a}{w}\right)\right)}} \right]^{3/2}$  [33]

#### IV.2.1. Dispositif expérimental :

Le principe de l'essai est de placer l'éprouvette normalisée entre les mors d'une machine universelle « **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** » munie d'un capteur de force de **250 KN**.

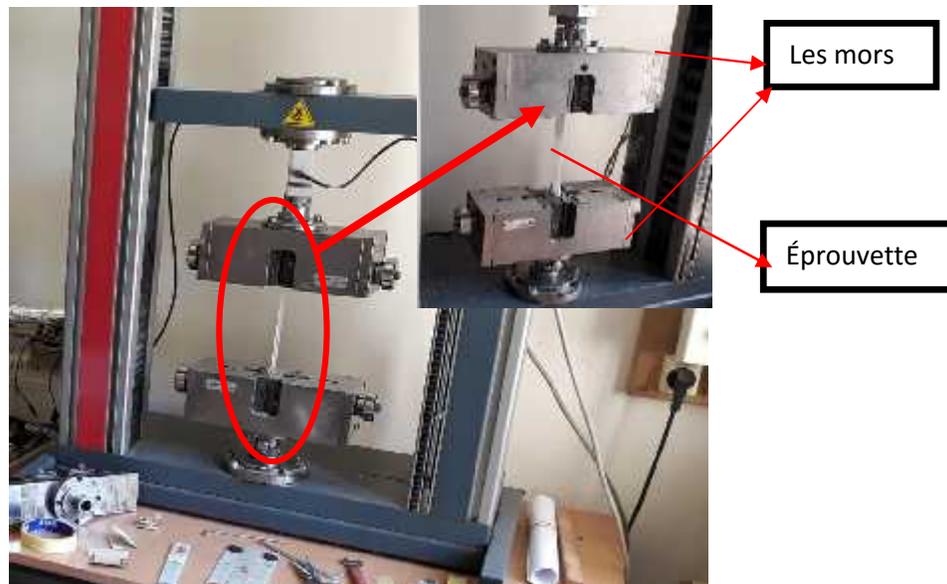


Figure IV.1 : La machine de traction.

### IV.3. Résultats expérimentaux :

L'acquisition des données des essais de traction obtenus 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** à l'aide de ses données la trace des courbes contrainte-déformation est possible pour chaque éprouvette, on tire le module de Young, la contrainte à la rupture et l'allongement à la rupture. Pour chaque type d'éprouvettes, nous présentons les courbes « contrainte-déformation ».

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

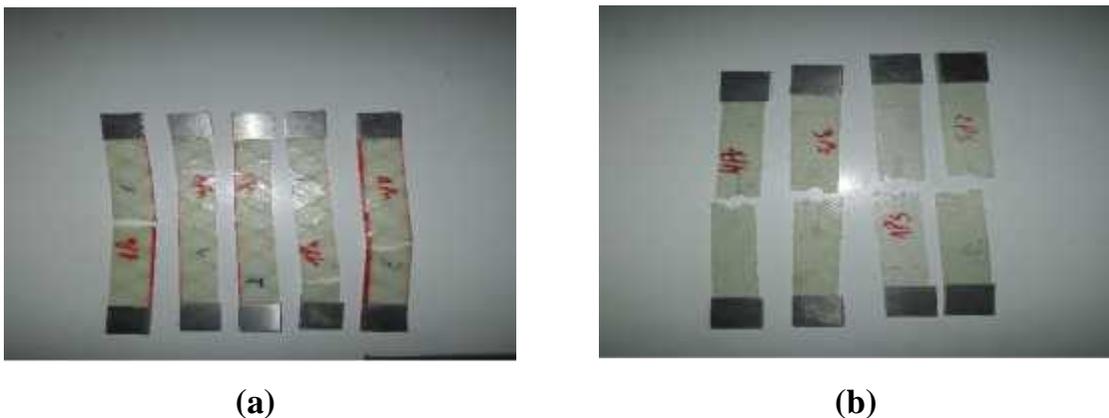
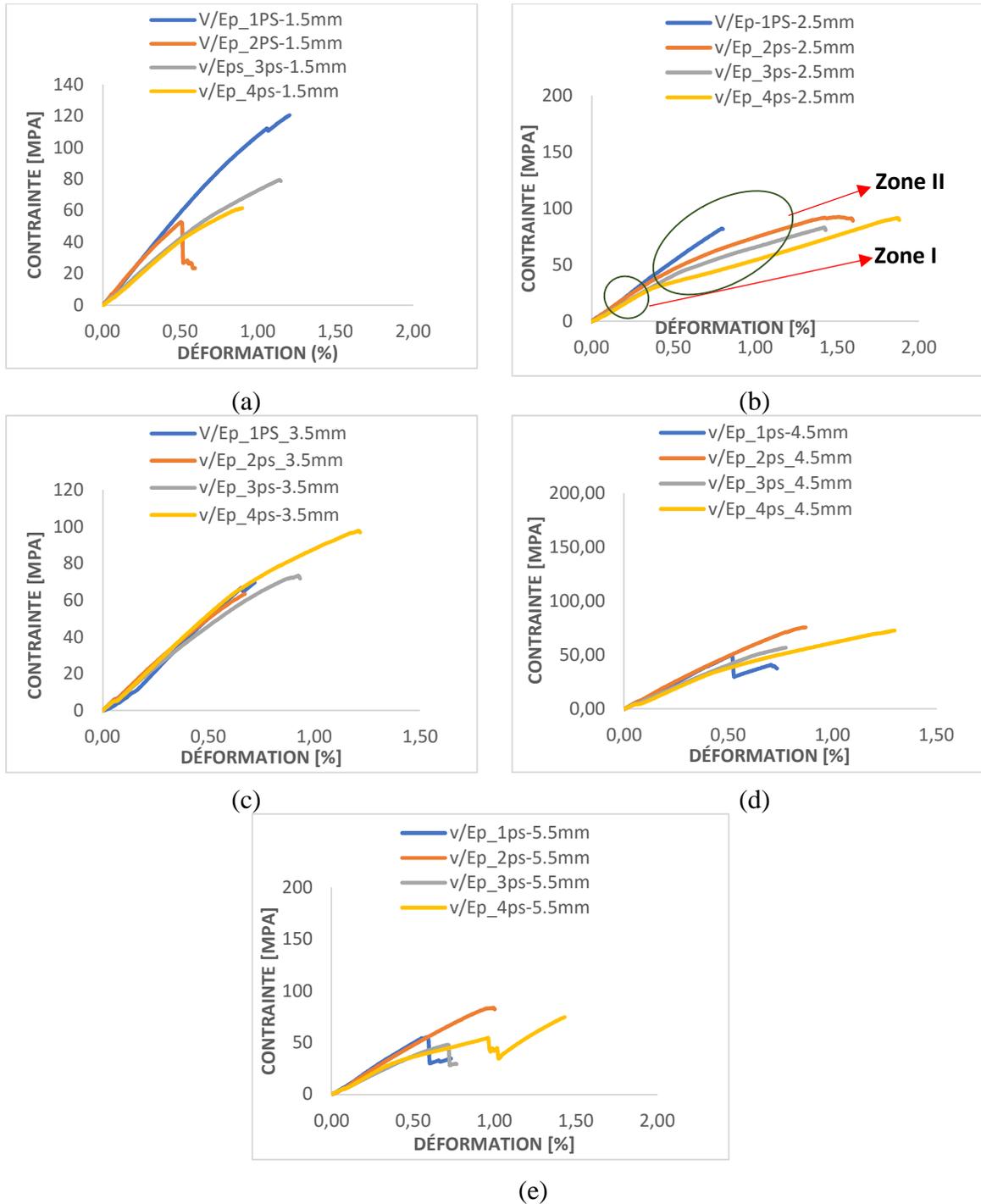


Figure IV.2 : Les éprouvettes obtenues après l'essai de traction : [(a) : Eprouvettes verre/époxy avec couture (b) : Eprouvettes verre/époxy sans couture].

IV.3.1. Résultats des essais de traction :

IV.3.1.1. Verre/époxy sans couture avec un trou suivie d'une entaille :



**Figure IV.3:** contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes sans couture avec un trou et une entaille de différentes longueur (de 1,5mm jusqu'à 5,5).

### Interprétation des résultats :

La figure IV.3 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite stratifié sans couture avec un trou suivie d'une entaille de de différentes longueur dans le centre de chaque éprouvette ,laquelle montre la différence entre les différentes courbes des éprouvettes ce qui traduit une partie linière caractérisé par un comportement élastique et une autre partie non linière caractérisé par un comportement plastique des éprouvettes élaboré (zone I et zone II ) ; Ces deux comportements sont le résultat de la concentration progressive de la contrainte au niveau de l'entaille réalisée au niveau de centre des éprouvettes ou / et par rupture de l'interface fibre matrice dans les couches, et à la fin un délaminage entre les couches.

La différence des caractéristiques mécaniques mesurées d'une éprouvette a une autre est due, d'une part au trou suivie d'une entaille de différente longueur qui a été créer au centre de chaque éprouvette, et d'une autre part au nombre des plis de chaque éprouvette.

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite stratifiant des éprouvettes verre/époxy sont regroupée dans les tableaux ci-dessous :

**Tableau IV.1 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 1,5mm.

Matériaux	$\epsilon_T^{t r}$ (%)	$\sigma_T^{t r}$ (MPA)	$E_1^{t r}$ (GPA)	$K_C$ (GPA)
V/Ep_1PS-1.5mm	1,20	120,30	119,56	0,97713
V/Ep_2PS-1.5mm	0,59	23,60	117,3	0,19169
V/Ep_3PS-1.5mm	1,14	79,57	84,11	0,64626
V/Ep_4PS-1.5mm	0,89	61,66	76,24	0,50080

**Tableau IV.2 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 2,5mm.

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPa)	$E_1^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PS-2.5mm	0,79	82,37	122,60	0,40983
V/Ep_2PS-2.5mm	1,59	91,37	105,5	0,45410
V/Ep_3PS-2.5mm	1,42	83,29	81,79	0,41395
V/Ep_4PS-2.5mm	1,87	91,68	60,18	0,45564

**Tableau IV.3 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 3,5mm.

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPa)	$E_1^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PS-3.5mm	0,71	69,12	75,30	0,60724
V/Ep_2PS-3.5mm	0,66	63,19	94,4	0,55512
V/Ep_3PS-3.5mm	0,93	73,41	96,75	0,64490
V/Ep_4PS-3.5mm	1,21	97,93	100,6	0,86031

**Tableau IV.4 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 4,5mm.

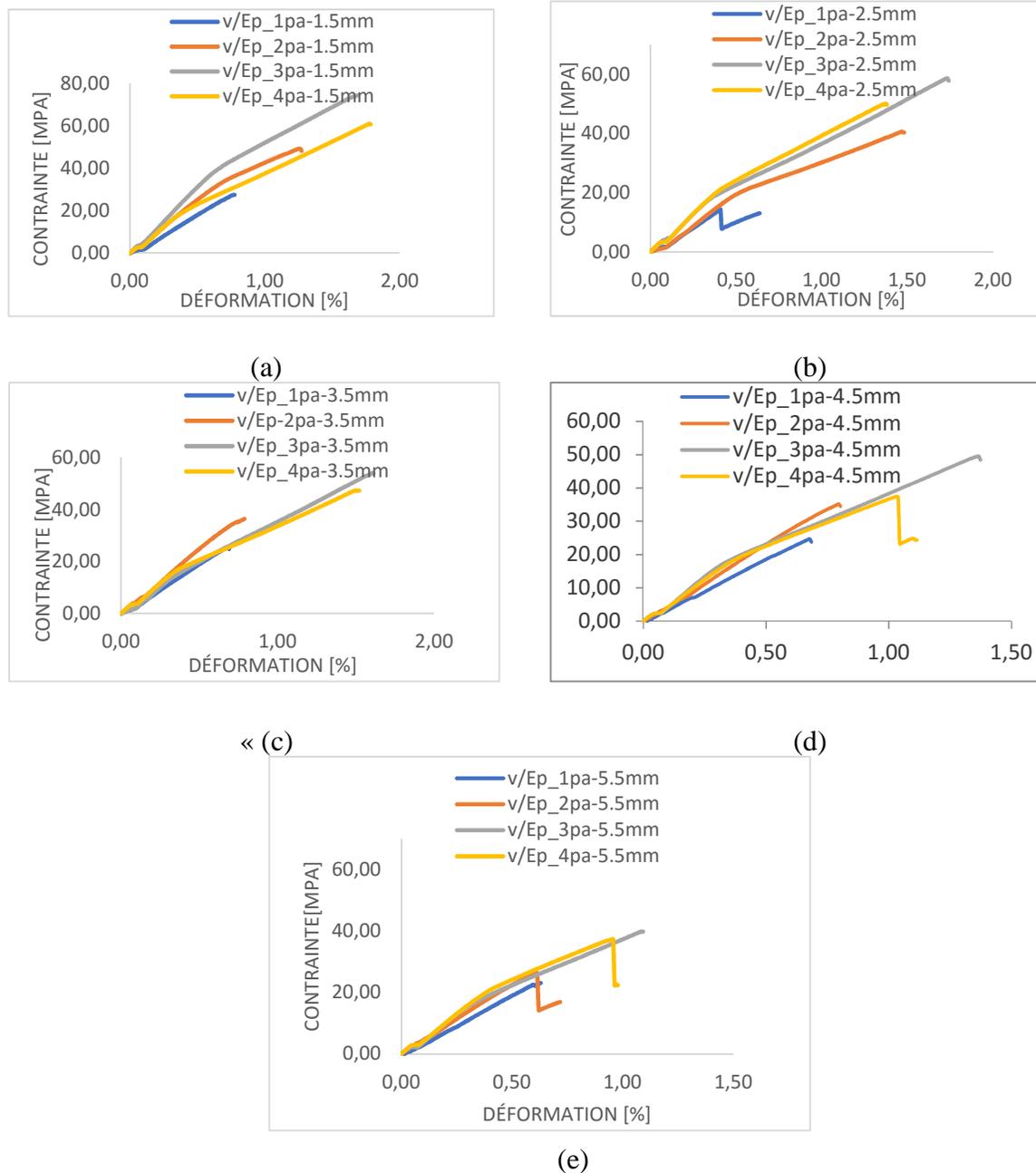
Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPa)	$E_1^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PS-4.5mm	0,71	69,12	75,30	0,62596
V/Ep_2PS-4.5mm	0,86	75,74	107,1	0,68590
V/Ep_3PS-4.5mm	0,77	56,77	62,1	0,51410
V/Ep_4PS-4.5mm	1,29	72,75	86,71	0,65882

**Tableau IV.5 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy sans couture avec un trou suivi d'une entaille de 5,5mm.

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPa)	$E_1^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PS-5.5mm	0,72	34,61	75,30	0,30157
V/Ep_2PS-5.5mm	0,99	83,89	79,84	0,73093
V/Ep_3PS-5.5mm	0,76	29,70	73,86	0,25267
V/Ep_4PS-5.5mm	1,42	74,37	75,96	0,64798

IV.3.1.2. Verre/époxy couturé avec un trou et une entaille :

La figure IV.4 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite stratifié couturé avec un trou suivi d'une entaille de différente longueur dans le centre de chaque éprouvette.



**Figure IV.4 :** contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes couturés avec un trou suivi d'une entaille de déferentes longueurs (de 1,5mm jusqu'à 5,5).

**Interprétation des résultats :**

Les courbes représentent deux zones différentes pour toutes les éprouvettes ; une zone linéaire caractérisé par un comportement élastique et une zone non linéaire caractérisé par un comportement plastique jusqu'à une contrainte et une déformation maximales définies par une rupture des éprouvettes.

La couture joue un rôle principal dans le comportement mécanique de composite, pour cela on observe un décalage entre les courbes des deux parties linéaire et non linéaire et la différence de pente en raison de la couture et le nombre de plis ainsi que la longueur d'entaille dans chaque type d'échantillon.

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite stratifié verre/époxy des éprouvettes élaboré couturé qui contiennent un trou et une entaille de différentes longueurs dans chaque éprouvette sont regroupé dans les tableaux ci-dessous :

**Tableau IV.6 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 1,5mm.

Matériaux	$\epsilon_T^{tr}$ (%)	$\sigma_T^{tr}$ (MPa)	$E_{\perp}^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PA-1.5mm	0,77	27,47	29,56	0,22311
V/Ep_2PA-1.5mm	1,26	49,07	49,31	0,39854
V/Ep_3PA-1.5mm	1,68	74,26	66,86	0,60313
V/Ep_4PA-1.5mm	1,78	60,97	50,52	0,49519

**Tableau IV.7 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 2,5mm.

Matériaux	$\epsilon_T^{tr}$ (%)	$\sigma_T^{tr}$ (MPa)	$E_{\perp}^{tr}$ (GPa)	$K_C$ (GPa)
V/Ep_1PA-2.5mm	0,63	12,96	28,33	0,6441
V/Ep_2PA-2.5mm	1,47	40,51	21,13	0,20133
V/Ep_3PA-2.5mm	1,73	58,70	55,68	0,29173
V/Ep_4PA-2.5mm	1,37	50,16	57,09	0,24929

**Tableau IV.8 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 3,5mm.

Matériaux	$\epsilon_r^{t r}$ (%)	$\sigma_r^{t r}$ (MPA)	$E_1^{t r}$ (GPA)	$K_C$ (GPA)
V/Ep_1PA-3.5mm	0,68	25,46	32,65	0,22366
V/Ep_2PA-3.5mm	0,78	36,25	55,56	0,31845
V/Ep_3PA-3.5mm	1,60	54,15	25,62	0,47570
V/Ep_4PA-3.5mm	1,51	47,38	55,7	0,41623

**Tableau IV.9 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 4,5mm.

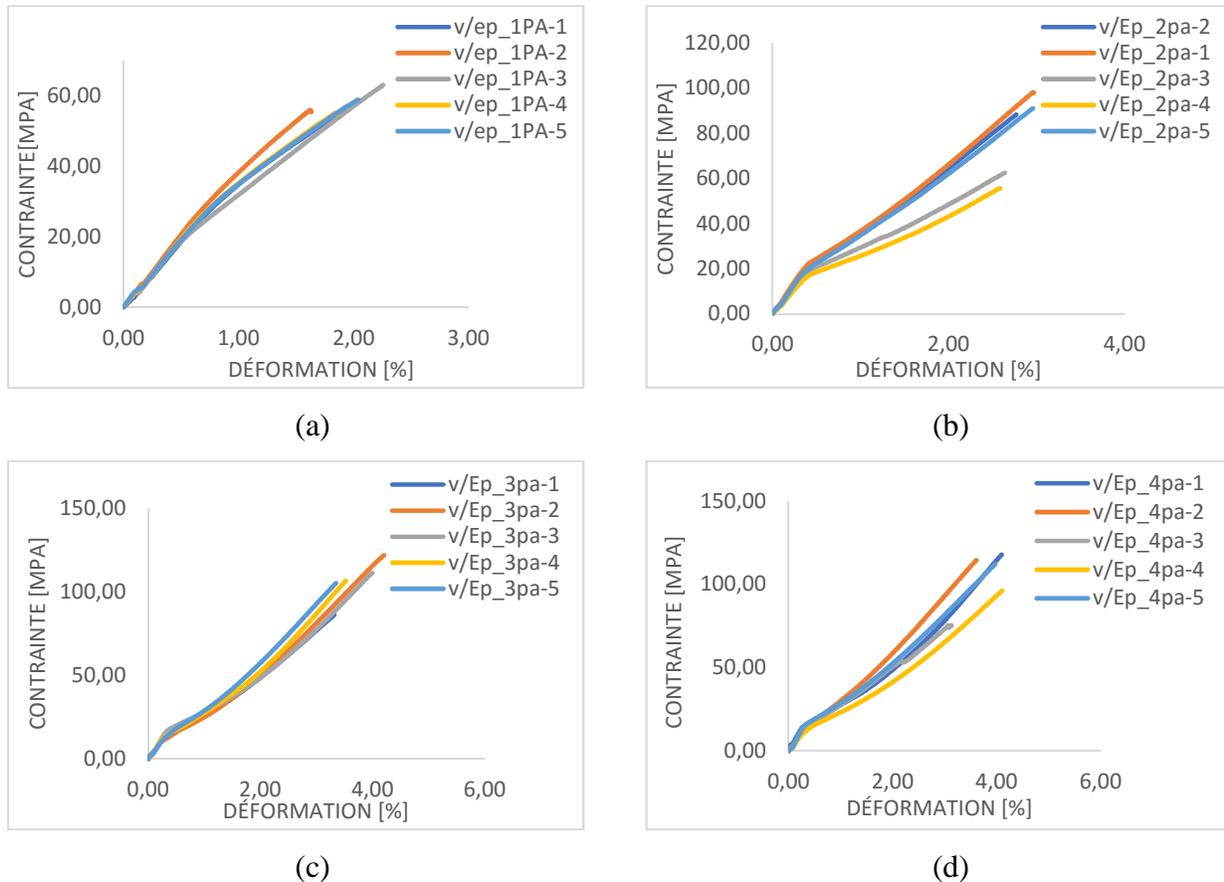
Matériaux	$\epsilon_r^{t r}$ (%)	$\sigma_r^{t r}$ (MPA)	$E_1^{t r}$ (GPA)	$K_C$ (GPA)
V/Ep_1PA-4.5mm	0,68	24,69	39,15	0,22359
V/Ep_2PA-4.5mm	0,80	35,16	43,33	0,31840
V/Ep_3PA-4.5mm	1,37	49,52	49,23	0,44845
V/Ep_4PA-4.5mm	1,11	24,39	55,43	0,22087

**Tableau IV.10 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction d'éprouvettes verre époxy avec couture et avec un trou suivi d'une entaille de 5,5mm.

Matériaux	$\epsilon_r^{t r}$ (%)	$\sigma_r^{t r}$ (MPA)	$E_1^{t r}$ (GPA)	$K_C$ (GPA)
V/Ep_1PA-5.5mm	0,62	22,84	32,72	0,19900
V/Ep_2PA-5.5mm	0,71	16,76	51,02	0,14602
V/Ep_3PA-5.5mm	1,08	39,79	48,64	0,34669
V/Ep_4PA-5.5mm	0,97	22,49	63,35	0,19595

#### IV.3.1.3. Verre/époxy avec 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 couture ».



**Figure IV.5:** contrainte-déformation obtenues lors d’essais de traction pour des éprouvettes avec couture. (a) : éprouvettes 1pli avec couture, (b) : éprouvettes 2plis avec couture, (c) : éprouvettes 3plis avec couture, (d) : éprouvettes 4plis avec couture.

### Interprétation des résultats :

Les courbes présentent deux parties différentes ; Une partie linéaire caractérisé par un comportement élastique et une deuxième partie non linéaire caractérisé par un comportement plastique jusqu’à une contrainte maximale (la rupture) de chaque éprouvette.

On remarque d’après la Figure IV .3 les courbes ne sont pas identiques d’une façon précise, la différence des caractéristiques mécaniques mesurées d’une éprouvette à une autre est due, d’une part aux raisons des défauts de couture dus au manque de grande précision dans la couture et également pour l’utilisation d’une machine à coudre ordinaire et d’une autre part au processus d’élaboration.

Les caractéristiques mécaniques du matériau composite stratifié des éprouvettes verre/époxy avec couture sont regrouper dans les tableaux ci-dessous :

**Tableau IV.11** : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (1 pli).

Matériaux	$\epsilon_r^t$ (%)	$\sigma_r^t$ (MPa)	$E_1^t$ (GPa)
V/Ep_1PA-1	1,95	56,61	32,41
V/Ep_1PA-2	1,62	56,01	42,03
V/Ep_1PA-3	2,25	63,03	43,96
V/Ep_1PA-4	1,84	55,32	42,95
V/Ep_1PA-5	2,03	58,88	47,66

**Tableau IV.12** : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (2 plis).

Matériaux	$\epsilon_r^t$ (%)	$\sigma_r^t$ (MPa)	$E_1^t$ (GPa)
V/Ep_2PA-1	2,96	98,29	58,88
V/Ep_2PA-2	2,76	88,13	50,98
V/Ep_2PA-3	2,63	62,37	54,18
V/Ep_2PA-4	2,58	55,60	47,92
V/Ep_2PA-5	2,95	90,95	61,84

**Tableau IV.13** : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (3 plis).

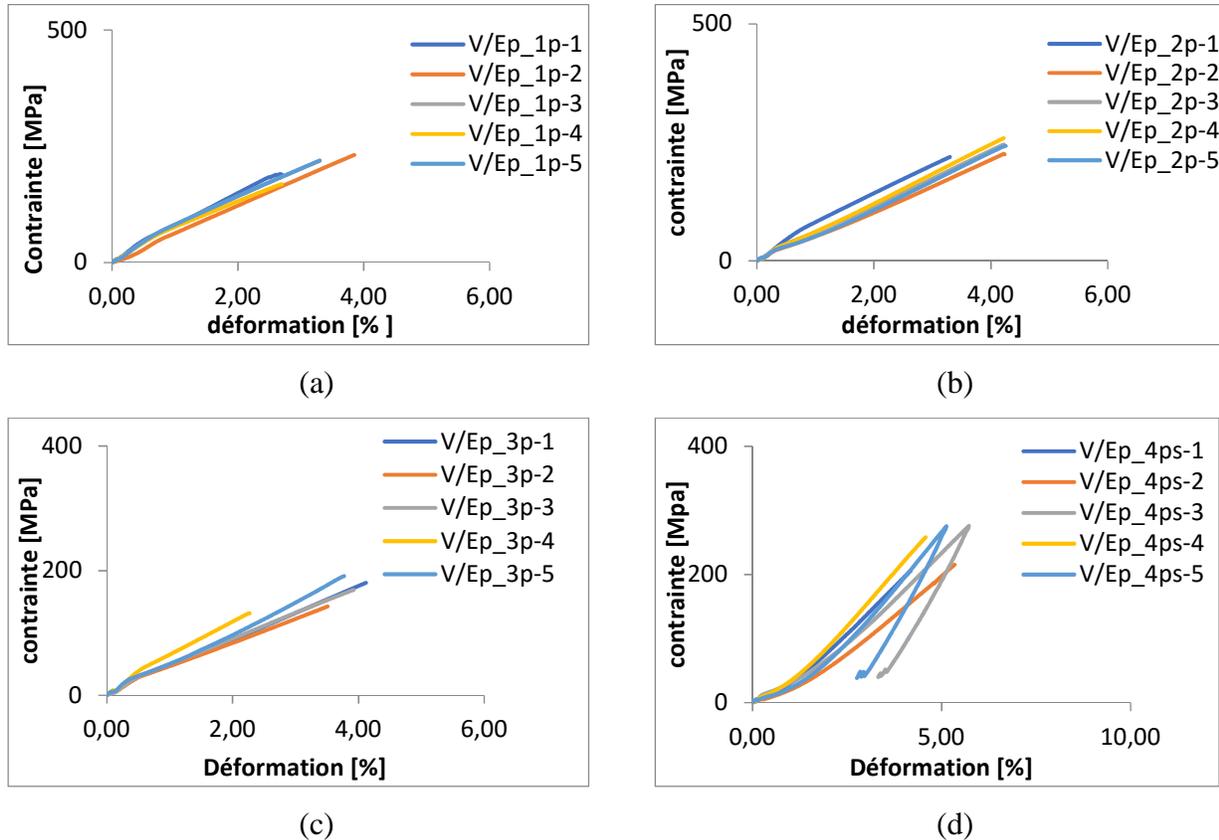
Matériaux	$\epsilon_r^t$ (%)	$\sigma_r^t$ (MPa)	$E_1^t$ (GPa)
V/Ep_3PA-1	3,31	85,93	62,72
V/Ep_3PA-2	4,19	121,56	66,58
V/Ep_3PA-3	3,99	111,01	61,91
V/Ep_3PA-4	3,51	106,29	54,30
V/Ep_3PA-5	3,34	104,90	58,87

**Tableau IV.14** : Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy avec couture (4 plis).

Matériaux	$\epsilon_r^t$ (%)	$\sigma_r^t$ (MPa)	$E_1^t$ (GPa)
V/Ep_4PA-1	4,08	117,68	53,20
V/Ep_4PA-2	3,60	114,49	51,23
V/Ep_4PA-3	3,12	75,58	45,51
V/Ep_4PA-4	4,10	96,11	57,03
V/Ep_4PA-5	3,96	111,86	58,67

IV.3.1.4 Verre/époxy sans couture :

La figure IV .14 représente l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation longitudinale pour les éprouvettes en matériau composite « verre époxy sans couture ».



**Figure IV.6:** contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes sans couture. (a) : éprouvettes 1pli sans couture, (b) : éprouvettes 2plis sans couture, (c) : éprouvettes 3plis sans couture, (d) : éprouvettes 4plis sans couture.

Les essais de traction ont été effectués sur des éprouvettes verre/époxy stratifié sans couture. Les résultats sont représentés sur des courbes (contrainte-déformation) pour chaque essai (1pli, 2plis, 3plis, 4plis).

On note la présence d'une partie linéaire qui représente le comportement élastique du matériau élaboré et une partie non linéaire qui représente le comportement plastique du matériau élaboré, la contrainte et la déformation augmentent considérablement pour chaque éprouvette jusqu'à une valeur maximale (la rupture).

On constate d'après la figure, les courbes ne sont pas identiques d'une façon précise, la différence des caractéristiques mécaniques mesurées d'une éprouvette à une autre est due, d'une

## CHAPITRE IV : Procédures Expérimentales et Discussion des Résultats

part au processus de fabrication des éprouvettes et d'une autre part au mal placement des talons d'aluminium sur les éprouvettes ou sur les mors.

Les tableaux ci-dessous rassemblent les résultats d'essai de traction pour les éprouvettes sans couture :

**Tableau IV.15 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (1 pli).

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPA)	$E_1^{tr}$ (GPA)
V/Ep_1p-1	2,70	189,04	123,45
V/Ep_1p-2	3,84	231,07	39,016
V/Ep_1p-3	3,29	218,75	113,91
V/Ep_1p-4	2,69	168,66	108,77
V/Ep_1p-5	2,65	179,35	111,58

**Tableau IV.16 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (2 plis).

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPA)	$E_1^{tr}$ (GPA)
V/Ep_2p-1	3,29	218,75	102,72
V/Ep_2p-2	4,23	225,59	106,16
V/Ep_2p-3	4,21	245,29	113,14
V/Ep_2p-4	4,21	258,37	113,29
V/Ep_2p-5	4,25	242,73	111,43

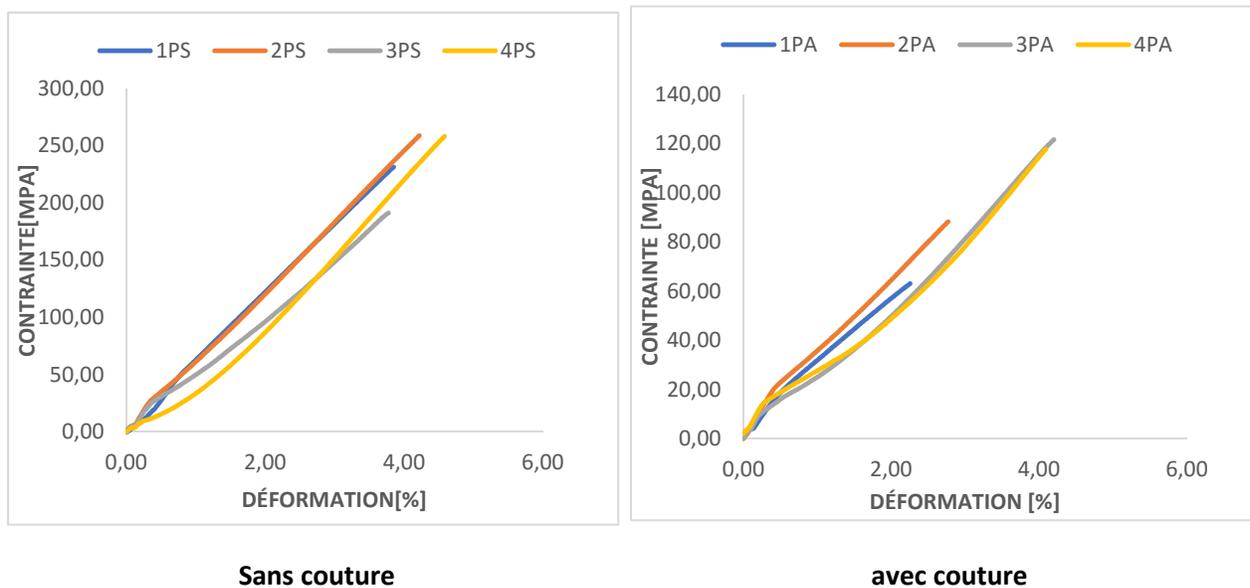
**Tableau IV.17 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (3 plis).

Matériaux	$\epsilon_r^{tr}$ (%)	$\sigma_r^{tr}$ (MPA)	$E_1^{tr}$ (GPA)
V/Ep_3p-1	4,11	180,22	90,06
V/Ep_3p-2	3,50	142,22	74,77
V/Ep_3p-3	3,92	168,82	78,75
V/Ep_3p-4	2,26	131,53	112,4
V/Ep_3p-5	3,76	190,94	114,31

**Tableau IV.18 :** Récapitulatif des résultats des essais de traction de l'éprouvettes verre époxy sans couture (4 plis).

Matériaux	$\epsilon_r^{t_r}$ (%)	$\sigma_r^{t_r}$ (MPa)	$E_1^{t_r}$ (GPa)
V/Ep_4p-1	4,18	205,36	84,13
V/Ep_4p-2	5,34	215,17	81,308
V/Ep_4p-3	3,33	40,26	94,888
V/Ep_4p-4	4,57	257,79	50,18
V/Ep_4p-5	2,77	38,90	66,459

**IV.3.1.4 Comparaison des résultats de traction appliquée sur les éprouvettes :**



**Figure IV.7 :** comparaison contrainte-déformation obtenues lors d'essais de traction pour des éprouvettes couturé et non couturé.

Les deux graphes présentent l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation éprouvettes verre/époxy de différentes plis (1 jusqu'à 4 plis) couturé et non couturé.

On note la présence d'une partie linéaire qui représente le comportement élastique du matériau élaboré et une partie non linéaire qui représente le comportement plastique du matériau dans les deux cas où les éprouvettes sont et avec couture.

Pour le 1<sup>er</sup> cas (éprouvettes non couturé) la valeur maximale obtenue de la contrainte ne dépasse pas 260 MPa et la déformation est inférieure à 4.50 % (les caractéristiques mécaniques d'éprouvette qui contient 2 plis sont les plus logique).

## CHAPITRE IV : Procédures Expérimentales et Discussion des Résultats

Pour le 2<sup>ème</sup> cas (éprouvettes couturé) la valeur maximale obtenue de la contrainte ne dépasse pas la valeur 122 MPA et la déformation est inférieure à 4.5% (l'éprouvette qui contient 3 plis présentent des meilleures résultats).

On observe les valeurs mesurées de la contrainte à la rupture des éprouvettes non couturé sont supérieures à celles qui contient de la couture à l'intérieure, et pour cela On conclure que La couture (file de pêche) est une source de faiblesse pour les composites stratifiés.

Les tableaux ci-dessous rassemblent les résultats d'essai de traction pour les éprouvettes cousu et non cousu :

**Tableau IV.19 :** Récapitulatif des meilleurs résultats des essais de traction sur les éprouvettes verres époxy sans couture.

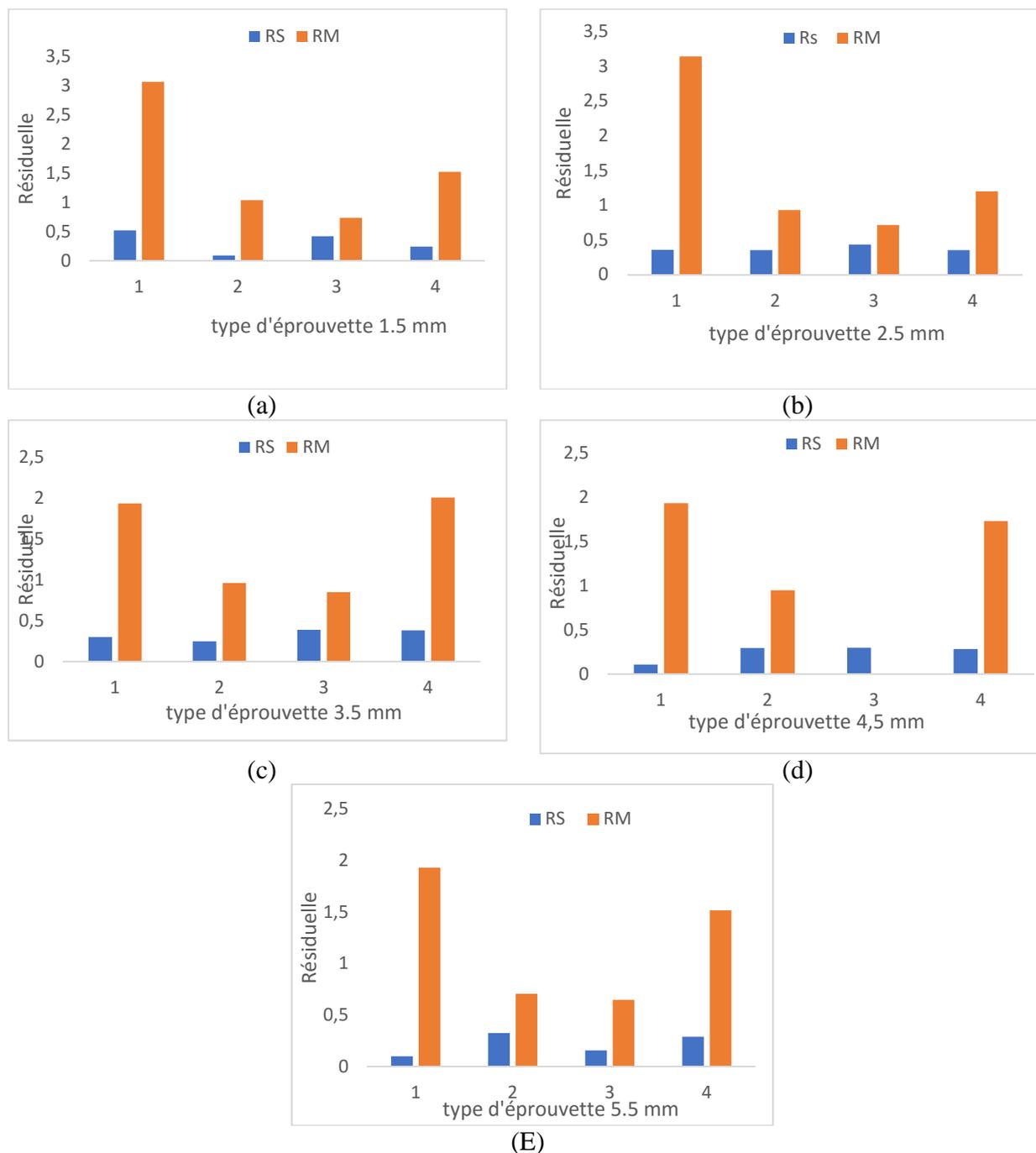
Matériaux	$\epsilon_r^u$ (%)	$\sigma_r^u$ (MPA)	$E_1^u$ (GPA)
V/Ep_1P	3,29	218,75	113,91
V/Ep_2P	4,21	258,37	113,29
V/Ep_3P	3,76	190,94	114,31
V/Ep_4P	5,34	215,17	81,308

**Tableau IV.20 :** Récapitulatif des meilleurs résultats des essais de traction sur les éprouvettes verres époxy avec couture.

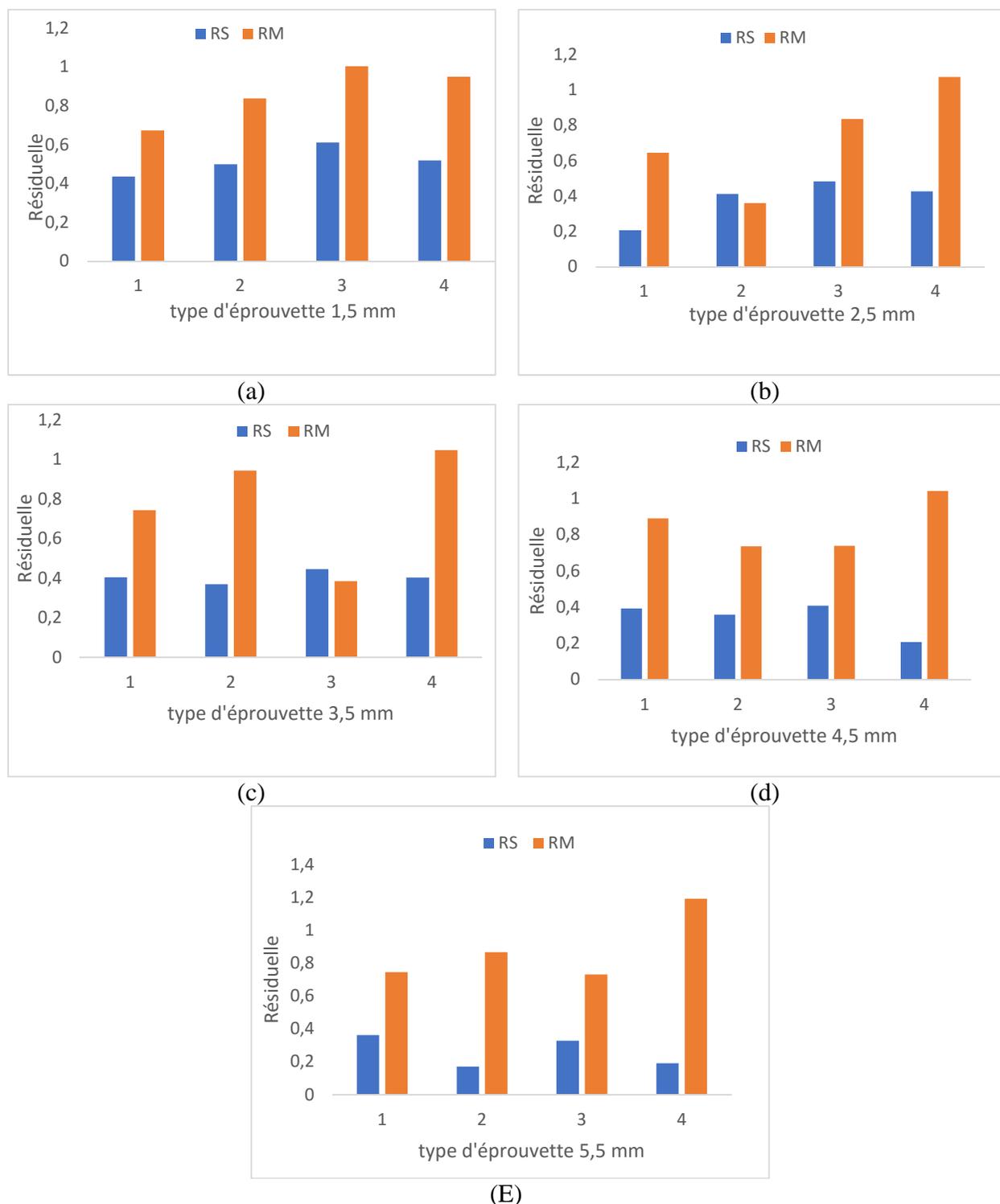
Matériaux	$\epsilon_r^u$ (%)	$\sigma_r^u$ (MPA)	$E_1^u$ (GPA)
V/Ep_1PA	2,25	63,03	43,96
V/Ep_2PA	2,96	98,29	58,88
V/Ep_3PA	4,19	121,56	66,58
V/Ep_4PA	4,08	117,68	53,20

Les évolutions de module de Young et la contrainte maximale sont représentées respectivement dans les deux figures (Figure IV.7 - Figure IV.8) en appliquant ces deux équations :

$$RS = \frac{\sigma_n}{\sigma_{ii}} \quad \text{et} \quad RM = \frac{E_n}{E_{ii}}$$



**Figure IV.8 :** histogrammes des résultats des essais de traction : Module de Young, et contrainte maximale pour des éprouvettes sans couture qui contient un trou suivi d'une entaille.



**Figure IV.9 :** histogrammes des résultats des essais de traction : Module de Young, et contrainte maximale pour des éprouvettes cousurées qui contient un trou suivi d'une entaille.

A partir des dernières figures, nous pouvons voir que la valeur du coefficient de Young dans les stratifiés non couturé est légèrement inférieure à 3.5, par contre La valeur maximale de la contrainte dans chaque type d'échantillon ne dépasse pas la valeur 0.5.

Pour les stratifiés couturé, la valeur du coefficient de Young est légèrement inférieure à 1.2 par contre la valeur de la contrainte est légèrement supérieure à 0.1 dans chaque type d'échantillon.

D'après les résultats obtenus on conclure que la couture joue un rôle très important dans l'évolution du module d'Young et la contrainte maximale.

### **IV.4 Conclusion :**

Ce chapitre a permis d'identifier l'ensemble des propriétés mécanique (modules élastiques nécessaires) des stratifiés élaborés au niveau de l'atelier d'Air-Algérie a partir des essais de traction sur les différentes éprouvettes sans et avec couture plus trou suivie d'une entaille (fissure) de différentes longueur (1,5 mm jusqu'à 5.5 mm) dans le centre. La détermination de facteur d'intensité de contrainte du matériau principal étudié, à savoir les matériaux composites stratifiés 3D dont le renfort est constitué des tissus de verre. Parallèlement, les différents essais ont permis de déterminer les principales grandeurs caractéristiques de la rupture du matériau : les contraintes et les déformations à la rupture en tractions et en cisaillements. La plupart de leurs propriétés ont été identifiées à l'exception des propriétés en cisaillement dans les plans l'interface entre les plies.

Suite à la visualisation des courbes des essais de traction sur les différentes éprouvettes permis nous a conclu que l'effet de la couture (file de pêche) sur le comportement mécanique de matériau est une source importante en termes d'augmentation de déformation et l'ajout de 2<sup>ème</sup> pente qui représente la rigidité de file de pêche (module de Young) pour les composites stratifiés.

### Conclusion générale

Les matériaux composites sont très étudiés depuis des décennies. En effet, l'alliance entre légèreté et résistance de ces structures entraîne le développement de leur utilisation. Leur caractérisation reste un point essentiel dans la plupart des matériaux.

L'objectif assigné à ce travail est d'abord une initiation à la recherche concernant un thème bien précis qui se rapporte aux matériaux composites. De ce fait, la plus grande partie de ce travail est réservée à la littérature relative au domaine de matériaux composites et particulièrement les composites stratifiés. Indépendamment des essais mécaniques de traction, a nécessité la mise en œuvre de matériaux composites stratifié cousu et non cousu avec différentes épaisseurs (nombre de plis), et avec un trou suivie d'une entaille de différentes longueurs réaliser dans le centre de chaque éprouvette après le découpage des stratifiés selon la norme ASTM D3039.

Les courbes de comportements mécaniques expérimentales obtenues sont linéaires (élastiques), et non linéaire (plastique), avec des pentes différentes dénotant une variation légère des modules d'élasticité à la traction des éprouvettes testées. Une dispersion des résultats a été observée pour les valeurs des contraintes à la rupture et des modules d'élasticité en traction. Elle est liée principalement au mode de mise en œuvre des stratifiés, au nombre des plis des stratifiés, ainsi au couture des stratifiés.

Les résultats obtenus vérifient bien que les éprouvettes qui contiennent de fil de pêche à l'intérieure avec ou sans trou (entaille) au centre de chaque éprouvette en traction, ont une rigidité inférieure à celles d'éprouvettes non cousu avec ou sans trou (entaille).

Finalement, nous souhaitons que ce mémoire puisse servir comme outil de travail pour les étudiants concernés, et qu'il sera amélioré et complété pour rendre son utilité plus complète.

## Références bibliographiques

- [1]. Documentation interne d'air Algérie 2017 au niveau d'air Algérie.
- [2]. Documentation interne d'air Algérie 2017 au niveau d'air Algérie.
- [3]. J-Y. BUFFIERE.M. DUPEUX. Les grandes familles des matériaux de procédé de mise en œuvre, matériaux et technique N° 3-4 1998.
- [4]. J-M. Berthelot. Comportement mécanique et analyse des structures. 3eme édition TEC, paris 1999, p641.
- [5]. J-M. Berthelot. Comportement mécanique et analyse des structures édition : MASSON, paris 1992. P620.
- [6]. Cours des matériaux comportement 2eme années master en aéronautique option conduction 2009/2010.
- [7]. O. ALLIX, N. BAHLOULI, P. LADEVEZE, L. PERRET. Comportement thermomécanique des stratifiés Carbon/époxy de : validation d'un modèle du pli élémentaire. Proceedings du 12eme congrès français de mécanique, édition AUM (Strasbourg, septembre 1995).
- [8]. Composite Jean-Marie berthelot p6.
- [9]. J-M berthelot « matériaux composites, comportement et analyse des structures » ... : MASSON, paris 1992 – p620
- [10]. J-M berthelot « matériaux composite, comportement et analyse des structure ». Edition TEC.DOC. Cachan 1990.
- [11]. DANIEL.GAY. Matériaux composites. 4eme édition Hermé, paris, 1997, p672
- [12]. R. TALREJA, fatigue of composites matériels : dommage mécanisme and fatigue – life Diagram. Pro. Roy.50. c. London a (378), pp641-476.1981.
- [13]. C.C chamis et G.P sendec kyj (1968). Critique on théories predicting hermoelastic properties of fibrous composite. J. Compos. Mat (juillet), 332-358.
- [14]. M.GEIER.D. DUEDAL <= guide pratique des matériaux composites « TEC.DOC (Lavoisier) paris 1985p349 ».
- [15]. J.Weiss et C.bord (1983). Les matériaux composites Edition de l'usine, paris.

- [16]. Payan. J (étude comportement de composites : comportement mécanique et analyse des structures) Ed. MASSON, paris, 1992, 620p.
- [17]. Composite Jean-Marie berthelot
- [18]. M. Geier et D. duedal (1985). Guide pratique des matériaux composite, thermique et documentation, paris.
- [19]. Jean marie berthelot « mécanique des matériaux et structure composites » Institut supérieure des matériaux mécanique avancées, le mans, France.
- [20]. Jean marie berthelot « mécanique des matériaux et structure composites » Institut supérieure des matériaux mécanique avancées, le mans, France.
- [21]. D.D.R. CARTIE, G. DELL'ANO, E. POULIN et I.K PARTROIGE.
- [22]. A.P. MOURITZ, RRE view of Z-pinned composite laminates, composites PARTA: Applied science and manufacturing, val.38,40. 12, pp 2383R 2397,2007
- [23]. I.K partridgeand D.D.R CARTIE, R délamination resistant laminates By Z-fiber ® pinning : part I manufacture and fracture performance , composite PARTA : Applied science and manufacturing, vol36,10 1,pp. 55R64,2005.
- [24]. A. Oyale and P. Mits chang. Rtailoning of textile preforms for fibre-reinforced polymer composites, r, journal of industrial texti le, vol : 33,no ,2,pp. 77R96,2004.
- [25]. A.P.MOURITZ, RRE view of Z-pinned composite laminates, composites PARTA : Applied science and manufacturing, val.38,40. 12,pp 2383R 2397,2007.
- [26]. I.K Partridge and D.D.R CARTIE,R délamination resistant laminates.
- [27]. A.P.MOURITZ, RRE view of Z-pinned composite laminates, composites PARTA : Applied science and manufacturing, val.38,40. 12,pp 2383R 2397,2007.
- [28]. A.P.MOURITZ, RRE view of Z-pinned composite laminates, composites PARTA : Applied science and manufacturing, val.38,40. 12,pp 2383R 2397,2007.
- [29]. Jean Marie. Berthelot, Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des Structures », édition TEC et DOC, 1999
- [30]. Jean Marie. Berthelot, Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des Structures », édition TEC et DOC, 1999
- [31]. Jean Marie. Berthelot, Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des Structures », édition TEC et DOC, 1999

- [32]. Jean Marie. Berthelot, Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des Structures », édition TEC et DOC, 1999
- [33]. Saib Meriem étude expérimentale et numérique d'une structure fissurée sous contrainte de fatigue, mémoire de magister 2011/2012.

## Abstract

The objective of this work was to better understand the mechanical properties of fiberglass-reinforced epoxy resin composites. The effect of the seam on Glass / Epoxy specimens without and with holes with the number of layers was studied to determine the mechanical properties. The laminates were obtained by a vacuum laminating process, they were cut to obtain ASTM standards. This investigation concerns the tensile test on a universal testing machine. The graphs obtained from the tests are documented. These studies indicate that the mechanical properties depend mainly on the elaboration of laminated composites.

## ملخص

الهدف من هذا العمل هو فهم الخواص الميكانيكية لمركبات راتنجيات الايبوكسي المقواة بالألياف الزجاجية بشكل أفضل. تمت

دراسة تأثير التماس على عينات الزجاج / الايبوكس بوجود وبدون وجود ثقوب بالإضافة إلى عدد الطبقات لتحديد الخواص

الميكانيكية. تم الحصول على شرائح بواسطة عملية الترقق فراغ، تم قطع الشرائح للحصول على معايير ASTM. يتعلق هذا

التحقيق باختبار الشد على جهاز اختبار عالمي. تم توثيق الرسوم البيانية التي تم الحصول عليها من الاختبارات. يشير هذا

البحث إلى أن الخواص الميكانيكية تعتمد بشكل أساسي على تطوير المركبات المركبة.

## Résumer

L'objectif de ce travail était de mieux comprendre les propriétés mécaniques des composites de résine époxy renforcés de fibre de verre. L'effet de la couture sur les éprouvettes Verre/Epoxy sans et avec trou plus le nombre de couches a été étudié pour déterminer les propriétés mécaniques. Les stratifiés ont été obtenus par un procédé de stratification sous vide, ils ont été coupés pour obtenir les normes ASTM. Cette enquête porte sur l'essai de traction sur une machine d'essai universelle. Les graphes obtenus à partir des tests sont documenté. Ces recherches indiquent que les propriétés mécaniques dépendent principalement de l'élaboration des composites stratifiés.