

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA  
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR  
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

PROJET DE FIN D'ETUDE: POUR L'OBTENTION DU DIPLOME

D'ETUDE UNIVERSITAIRE APPLIQUEES

OPTION: STRUCTURE



**ELABORATION ET ETUDE DE  
LA RESISTANCE A LA  
TRACTION  
LONGITUDINALE  
DES STRATIFIES  
VERRE / EPOXY  
A RENFORT TISSU**

*Réalisé par:*

BASTA MOHAMED LAMINE

BENADDA KAMILIA AMEL

*Dirigé par:*

Mlle: BENKHEDDA AMINA

Promotion : 2005

## REMERCIEMENT

Nous tenons à exprimer notre profonde reconnaissance à notre promotrice, Mademoiselle BENKHEDDA AMINA, pour avoir accepté de diriger notre travail, pour ses critiques et ses conseils.

Nous remercions Monsieur SELLAMI de l'Ecole Militaire Polytechnique de bordj El Bahri, ainsi que tous les membres du laboratoire mécanique des structures.

Nos remerciement à toute l'équipe de l'atelier composites et plastique, de la base de maintenance d'Air ALGERIE.

A monsieur Tsabit chef de département de l'atelier composite

Que tous ceux, qui ont contribué d'une façon ou d'une autre à la réalisation de ce travail, trouvent l'expression de notre profonde gratitude.

Nous tenons à exprimer notre profonde reconnaissance aux membres du jury, pour avoir accepté de juger ce travail.

# SOMMAIRE

<b>Introduction.....</b>	<b>1</b>
<b>Chapitre I : Les composites</b>	
<b>I.1 Introduction.....</b>	<b>3</b>
<b>I.2 Types de matériaux composites.....</b>	<b>3</b>
I.2.1 Matériaux composites unidirectionnel.....	3
I.2.2 Matériaux composites bidirectionnels.....	3
I.2.3 Matériaux composites multidirectionnel.....	4
<b>I.3 Classification des matériaux composites.....</b>	<b>5</b>
I.3.1 Classification suivant la forme des constituants.....	5
I.3.1.1 Composites à fibres.....	5
I.3.1.2 Composites à particules.....	5
I.3.2 Classification suivant la nature des constituants.....	5
I.3.2.1 Composites à matrice organique.....	6
I.3.2.2 Composites à matrice métallique.....	6
I.3.2.3 Composites à matrice minérale.....	6
<b>I.4. les éléments constituants d'un matériau composite.....</b>	<b>7</b>
I.4.1 Les Composants de base.....	7
I.4.1.1 Le renfort.....	7
a)- Fibres de carbone.....	7
b)- Fibres de verre.....	7
c)- Fibre d'aramide.....	8
d)- Les fibres céramiques.....	9
I.4.1.2 La matrice.....	13
a)- Résines thermodurcissables.....	14
b)- Résine thermoplastiques.....	14
<b>I.8 Critères de rupture.....</b>	<b>31</b>
I.8.1 Critère de la contrainte maximale.....	31
I.8.2 Critère de la déformation maximale.....	32
<b>I.9. Conclusion.....</b>	<b>33</b>



<b>ChAPITRE II : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés.....</b>	<b>34</b>
<b>II.1 Introduction.....</b>	<b>34</b>
<b>II.2 Etape avant la fabrication.....</b>	<b>34</b>
II.2.1 Définition des fonctions de la pièce.....	34
II.2.2 Définition de la pièce.....	35
II.2.3 Problèmes rencontrés lors de la réalisation.....	35
<b>II.3 PARTIE A : Réalisation des éprouvettes à renfort unidirectionnel.....</b>	<b>35</b>
II.3.1 Définition du matériau.....	35
II.3.1.1 Les constituants.....	35
II.3.1.2 Orientations des fibres.....	38
II.3.1.3 Procédés de fabrication.....	40
II 3.2 Obtention des éprouvettes.....	42
II.3.3 Analyse des éprouvettes.....	42
II.3.4 Conclusion 1.....	43
<b>II.4 PARTIE B : Réalisation des éprouvettes à renfort bidirectionnel.....</b>	<b>44</b>
II.4.1 Définition du matériau.....	44
II.4.1.1 Les constituant.....	44
II.4.1.2 Orientation des fibres.....	45
II.4.1.3 Procédés de fabrication.....	45
II.4.2 Cycle de polymérisation.....	49
II.4.3 Fabrication et emplacement des tallons.....	49
II.4.4 Analyse.....	51
II.4.5 Conclusion 2.....	51
<b>CHAPITRE III : Analyse expérimentale.....</b>	<b>53</b>
<b>III.1 Introduction.....</b>	<b>53</b>



<b>III.2 But de la manipulation.....</b>	<b>53</b>
<b>III.3 Principe de la manipulation.....</b>	<b>53</b>
III.3.1 Conditions d'essai.....	53
III.3.2 Appareillage.....	54
<b>III.4 Procédure d'essais.....</b>	<b>56</b>
III.4.1 Essais de traction sur les éprouvettes de type 1.....	56
III.4.1.1 Calcul des contraintes.....	57
III.4.2 Essais de traction sur les éprouvettes de type 2.....	60
III.4.2.1 Calcul des contraintes.....	61
<b>III.5 Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 1.....</b>	<b>64</b>
<b>III.6 Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 2.....</b>	<b>67</b>
<b>III.7 Calcul du module d' Young longitudinal de l'éprouvette :.....</b>	<b>68</b>
<b>III.8 Calcule des différents modules et coefficients :.....</b>	<b>70</b>
III.8.1 Module d'Young transversal.....	70
III.8.2 Coefficient de Poisson.....	71
III.8.3 module de cisaillement.....	71
III.8.4 Coefficient de Poisson.....	71
III.8.5 Coefficient de cisaillement.....	71
 <b>CHAPITRE VI</b>	
<b>Conclusion.....</b>	<b>73</b>

# LISTE DES TABLEAUX

## CHAPITRE I : Les composites

<i>Tableau I.1. Différents types de verres fiables.....</i>	8
---	---

## CHAPITRE II : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

<i>Tableau II.1 Tableau de synthèse de l'utilisation des résines et renforts.....</i>	36
<i>Tableau II.2. Propriétés générales de fibre de verre R.....</i>	37
<i>Tableau II.3. Caractéristiques des Epocsat 50-A/9449.....</i>	39
<i>Tableau II.4. Eprouvettes obtenues avec renfort unidirectionnel.....</i>	42
<i>Tableau II.5. Eprouvettes obtenues avec renfort Bidirectionnel.....</i>	50

## CHAPITRE III : Analyse expérimentale

<i>Tableau III.1. Résultats 1 des tests de traction pour les éprouvettes type1.....</i>	56
<i>Tableau III.2. Résultats 2 des tests de traction pour les éprouvettes type1.....</i>	57
<i>Tableau III.3. Résultats 3 des tests de traction pour les éprouvettes type2.....</i>	61
<i>Tableau III.4 Résultats 4 des tests de traction pour les éprouvettes type2.....</i>	61
<i>Tableau III.5. Tableau d'élasticité de la fibre de verre R et de la matrice époxy.....</i>	66
<i>Tableau III.6 . Tableau comparatif éprouvettes type1.....</i>	66
<i>Tableau III.7. Tableau comparatif éprouvettes type2.....</i>	68
<i>Tableau III.8. Tableau de la charge et déplacement moyen.....</i>	69
<i>Tableau III.9. Tableau des modules et coefficients des éprouvettes.....</i>	72



# LISTE DES FIGURES

## Chapitre I : Les composites.

<i>Figure I. 1. Composite unidirectionnel</i> .....	4
<i>Figure I.2 .Couche de matériaux composites orthotropes</i> .....	4
<i>Figure I.3. Principaux matériaux de renfort</i> .....	9
<i>Figure I.4. Chaîne et trame d'un tissu</i> .....	11
<i>Figure I.5. Différentes armures utilisées avec les tissus de verre</i> .....	12
<i>Figure I.6. Les différentes familles de matrice</i> .....	15
<i>Figure I.7. matériaux sandwiches à âme pleine</i> .....	16
<i>Figure I.8. matériaux sandwiches à âme</i> .....	16
<i>Figure I.9. Constitution d'un stratifié</i> .....	17
<i>Figure I.10. Désignation d'un stratifié</i> .....	18
<i>Figure I.11. Poutre sollicitée en flexion</i> .....	20
<i>Figure I.12. Schéma simplifié d'une traction longitudinale</i> .....	21
<i>Figure I.13. Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel</i> .....	24
<i>Figure I.14. Schéma par couches d'une traction longitudinale</i> .....	25
<i>Figure I.15. Schéma par couches d'un essai de cisaillement longitudinal</i> .....	26
<i>Figure I.16 Déformation en cisaillement de la matrice et de la fibre</i> .....	27
<i>Figure I.17. Courbe d'essai de traction cas d'un unidirectionnel</i> .....	28
<i>Figure I.18. Rupture d'une fibre</i> .....	29
<i>Figure I.19. Rupture transverse de la matrice</i> .....	29
<i>Figure I.20. Rupture longitudinale de la matrice</i> .....	30
<i>Figure I.21. Rupture fibre – matrice</i> .....	30
<i>Figure I.22. Contraintes dans les axes principaux</i> .....	31



**Chapitre II : Elaboration et mise en œuvre des stratifiés.**

<i>Figure II.1. Dimensions des éprouvettes.....</i>	35
<i>Figure II.2. Tissu unidirectionnel.....</i>	40
<i>Figure II.3. Éprouvettes finales unidirectionnelles.....</i>	43
<i>Figure II.4. Tissu imprégné de résine prêt au découpage.....</i>	46
<i>Figure II.5. Empilement des couches de tissus 0° et 45°.....</i>	46
<i>Figure II.6. Stratifié à 0° et 45°.....</i>	47
<i>Figure II.7. Stratifié à 0° et 90°.....</i>	47
<i>Figure II.8. Succession des différents types de tissus.....</i>	48
<i>Figure II.9. Stratifié branché avec une pompe à vide.....</i>	48
<i>Figure II.10. Pompe à vide.....</i>	49
<i>Figure II.11. Eprouvette finale type1 .....</i>	50
<i>Figure II.12. Eprouvette finale type2 .....</i>	51
<i>Figure II.13. Organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés.....</i>	52

**CHAPITRE III : Analyse expérimentale.**

<i>Figure III.1. Efforts exercés sur l'éprouvette.....</i>	54
<i>Figure III.2. Machine de traction ; compression INSTRON MAB 40.....</i>	55
<i>Figure III.3. Zone de rupture de l'éprouvette.....</i>	59
<i>Figure III.4 Essai 2 : éprouvette type I.....</i>	59
<i>Figure III.5 Essai 3 : éprouvette type I.....</i>	59
<i>Figure III.6. Essai 4 : éprouvette type I.....</i>	60
<i>Figure III.7 Essai 5 : éprouvette type I.....</i>	60
<i>Figure III.8. Essai 1 éprouvette type2.....</i>	62
<i>Figure III.9 Essai 2 éprouvettes type2 .....</i>	62
<i>Figure III.10 Essai 3 éprouvettes type2.....</i>	63
<i>Figure III.11 Essai 4 éprouvettes type2.....</i>	63
<i>Figure III.12 Essai 5 éprouvettes type2.....</i>	63
<i>Figure III.13. Graphe comparatif.....</i>	70

# LISTE DES ABREVIATIONS

**E<sub>l</sub>** : Module de Young longitudinale

**E<sub>T</sub>** : Module d'Young transversal

**GLT** : Coefficient de cisaillement

**v<sub>LT</sub>** : Coefficient de poisson longitudinal

**v<sub>TT</sub>** : Coefficient de poisson transversal **σ** : Contrainte de rupture

**σ<sub>f</sub>** : Contrainte de la fibre

**σ<sub>m</sub>** : Contrainte de la matrice

**σ<sub>l</sub>** : Valeur moyenne des contraintes **τ** : Contrainte en cisaillement

**X<sub>t</sub>** : Contrainte à la rupture suivant l'axe longitudinale en traction

**X<sub>c</sub>** : Contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinale en compression.

**Y<sub>t</sub>** : Contraintes à la rupture suivant l'axe transversale en traction

**Y<sub>c</sub>** : Contraintes à la rupture suivant l'axe transversale en compression.

**X<sub>εt</sub> (X<sub>εc</sub>)** : La déformation à la rupture en tractions (ou compression) suivant l'axe Longitudinal.

**Y<sub>εt</sub> (Y<sub>εc</sub>)** : La déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversal.

**S<sub>ε</sub>** : La déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche

**L<sub>i</sub>** : Longueur initiale de l'éprouvette.

**L<sub>f</sub>** : Longueur finale de l'éprouvette après allongement

**ΔL** : La valeur moyenne de la déformation

**ε<sub>l</sub>** : La déformation des fibres et de la matrice

**A%** : L'allongement à la rupture

**S<sub>f</sub>** : L'aire de la section droite de la fibre

**$S_m$**  : l'aires de section droite de de la matrice

**$S$**  : L'aire de la section droite de la cellule moyenne

**VP** : Volume de l'éprouvette

**$V_f$**  : Fraction volumique de la fibre

**F** : Charge exercé



## INTRODUCTION

Les matériaux composites constituent une branche de la famille des matériaux de synthèse à la quelle ils se rattachent, par la prépondérance de l'élément polymérique qui est la matrice et de l'élément fibre qui est le renfort.

Ces matériaux de plus en plus utilisés dans la construction aéronautique, doivent leurs succès à leurs hautes résistances à la fatigue. Ils se caractérisent aussi par une grande rigidité et un excellent module spécifique, c'est-à-dire un bon rapport, caractéristiques mécaniques / masse volumique. L'utilisation des matériaux composites permet à performances égales un gain de masse de l'ordre de 10 , à 50 % par rapport à la même réalisation métallique, et ce à moindre coût.

Ces caractéristiques propres aux matériaux composites leurs ont permis de se placer au premier rang dans la construction aéronautique et aérospatiale, et de bénéficier des dernières technologies en matière de fabrication.

Dans notre travail nous nous intéressons :

Dans un premier temps à la technologie de fabrication des matériaux composites, en essayant de voir quels sont les aspects qui peuvent influencer leurs propriétés lors de la conception. Pour cela nous avons réalisé des composites à partir des éléments les plus élémentaires jusqu'à obtention d'une structure finale.

En second lieu après avoir obtenu les éprouvettes, nous examinerons leurs comportements en traction longitudinale, et on observera leurs résistances à la rupture en traction longitudinale.

### **Réalisation des composites**

La réalisation des éprouvettes a eu lieu suite à un stage effectué au sein de la compagnie *AIR ALGERIE* , au niveau de l'atelier «plastique et composites», qui est un atelier destiné à la maintenance et à la réparation des compartiments composites de l'avion.

La première partie de notre stage nous a permis de choisir le type de matrice et le type de renfort, avec lesquels seront conçues nos éprouvettes. Nous sommes aboutis à la structure finale après avoir suivi les étapes suivantes :

1. Nous avons tout d'abord observé les parties d'avions qui sont en construction composites au niveau de l'atelier (ailerons, les stabilisateurs voir ANNEXE A).
2. Nous avons aussi examiné le type de matériaux composites utilisés dans ces parties.
3. C'est ainsi que nous avons choisi le type de matrice et le type de renfort avec lesquels on a procédé à la fabrication de nos éprouvettes (verre/epoxyde).
4. Nous avons réalisé deux types de stratifiés [0/90/0/0/90/0 ] et [0/45/0/0/45/0] selon les dimensions qui seront adéquates avec la réalisation des essais.

### ***Réalisation des essais***

Après la réalisation des éprouvettes, les essais de traction ont eu lieu au niveau du « Laboratoire de structures » à l'Ecole Militaire Polytechnique de Bordj El Bahri, comme suit :

1. Les éprouvettes vont être soumises à des essais de traction longitudinale afin de déterminer leurs résistances à la rupture.
2. Nous procédons à la détermination des résistances et aux calculs des différents modules et coefficients.
3. Nous établissons une comparaison entre les deux types de stratifiés.

Nous avons organisé notre mémoire en quatre chapitres qui sont les suivants:

**Chapitre I:** intitulé « les matériaux composite», ce chapitre présente d'une manière générale les matériaux composites et leurs classements.

**Chapitre II :** intitulé « Elaboration et mise en œuvre des stratifiés », dans ce chapitre nous détaillons les modes de fabrication des éprouvettes.

**Chapitre III:** intitulé « Etude expérimentale», dans ce chapitre on présente les résultats des essais et les interprétations.

**Chapitre IV :** intitulé « conclusion », dans ce chapitre nous terminons notre étude par une synthèse des résultats, des recommandations et des perspectives futures.



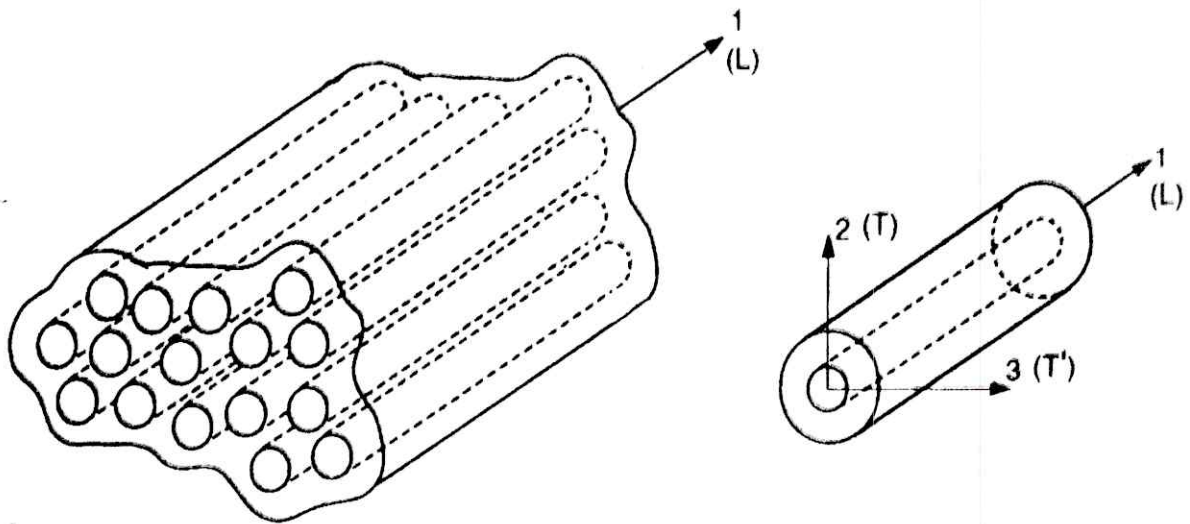


Figure I. 1. Composite unidirectionnel

### I.2.2 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 unidirectionnel 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 principal L et T (figure 1.1) seront prises respectivement suivant la direction chaîne et la direction trame. La direction T est orthogonal au plan.

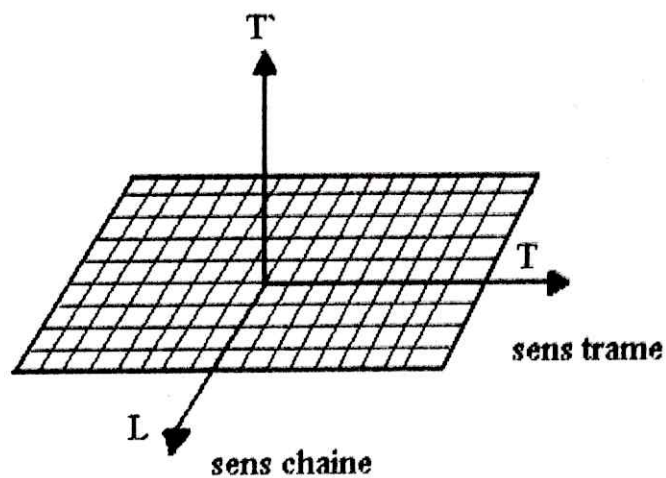


Figure I.2 .Couche de matériaux composites orthotropes



### **I.2.3 Matériaux composites multidirectionnels**

cette forme structural permet d'avoir un tissu multidirectionnel qui permet de créer des forme complexes non développables qui donne par suite des pièces présentant de très hautes caractéristiques mécanique et thermique

## **I.3 Classification des matériaux composites**

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

### **I.3.1 Classification suivant la forme des constituants**

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres.

#### ***I.3.1.1 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 fibre continues, soit sous forme de fibre discontinu. L'arrangement des fibres, leur orientation permet de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux dont le degré d'anisotropie est variable.

#### ***I.3.1.2 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, etc.

### I.3.2 Classification suivant la nature des constituants

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés soit comme des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale.

Parmi les associations fibres matrice on distingue: [1]

#### I.3.2.1 Composites à matrice organique : (résine, charge) avec :

- des fibres minérales : verre, carbone, etc.
- des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc.
- des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

#### I.3.2.2 Composites à matrice métallique : (alliages légers et ultra-légers d'aluminium de magnésium, de titane), avec :

- des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC).
- des fibres métalliques : bore.
- Des fibres métal- minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

#### I.3.2.3 Composites à matrice minérale : (céramique), avec :

- des fibres métalliques : bore.
- des particules métalliques : cermets.
- des particules minérales : carbures, nitrures, etc.

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300°C, alors que les matériaux composites à matrice métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600°C voir 1000°C pour une matrice céramique.



## **I.4. les éléments constituant d'un matériau composite**

### **I.4.1 Les Composants de base**

#### ***I.4.1.1 Le renfort***

Le renfort constitue l'armature, il assure la tenue mécanique (résistance à la traction et rigidité). Il est souvent sous formes de fibres (des fibres organiques ou inorganiques).  
Ex : La fibre de Verre - Le Carbone.

Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec les résines, etc. En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origines diverses : végétales, minérales, artificielles, synthétiques, etc. Comme fibre il existe, des fibres de :

- Carbone.
- Verre.
- Aramide.
- Céramique.

#### ***a)- Fibres de carbone***

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques, d'autant plus que leurs masses volumiques reste faibles (généralement inférieur à 2000Kg/m<sup>3</sup>), il faut noter que les fibres de carbone ont une excellente tenue en température, en atmosphère non oxydante leurs caractéristiques mécaniques sont maintenues jusqu'à 1500°C environ, des composites carbone/matrice de carbone sont utilisés dans les tuyères de fusées et dans les plaquettes de freins des avions.

#### ***b)- Fibres de verre***

Suivant les compositions, différents types de verres fibres peuvent être obtenus (tableau I.1). Dans la pratique, les verres de types E constituent la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement.

Type	Indications générales
E	À usage général ; bonnes propriétés électriques
D	Hautes propriétés diélectriques
A	Haute teneur en alcali (2)
C	Résistance chimique
S	Haute résistance mécanique
R	Haute résistance mécanique
AR	Résistant en milieu basique
E-CR	Pour usage en milieu acide

*Tableau I.1. Différents types de verres fiabiles [2]*

### *c)- Fibre d'aramide*

Les fibres d'aramide sont des fibres synthétiques à base de polyamide aromatique. Leur utilisation est limitée à cause de leurs faiblesses :

- Résistances faibles à la compression, à la flexion, et au flambement ;
- Sensibilité au cisaillement interlaminaire.

Compte tenu de leur légèreté et de leur bonne résistance au choc, à l'impact et à l'abrasion, les fibres aramides sont utilisées pour la fabrication de protections contre les projectiles.



**d)- Les fibres céramique:**

Les fibres céramiques sont élaborés par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Actuellement, les fibres obtenues par ce procédé, et faisant l'objet d'une production, sont :

- Les fibres de bore (B),
- Les fibres de bore (B)-carbure de bore (B<sub>4</sub>C),
- Les fibres de carbure silicium (SiC,)
- Les fibres de bore-carbure de silicium, appelées BorSiC,

Leurs caractéristiques sont maintenues jusqu'à des températures pouvant aller de 500 à 1000°C, de ce fait, ils sont utilisés pour les aubes de compresseur, et dans les turbines.

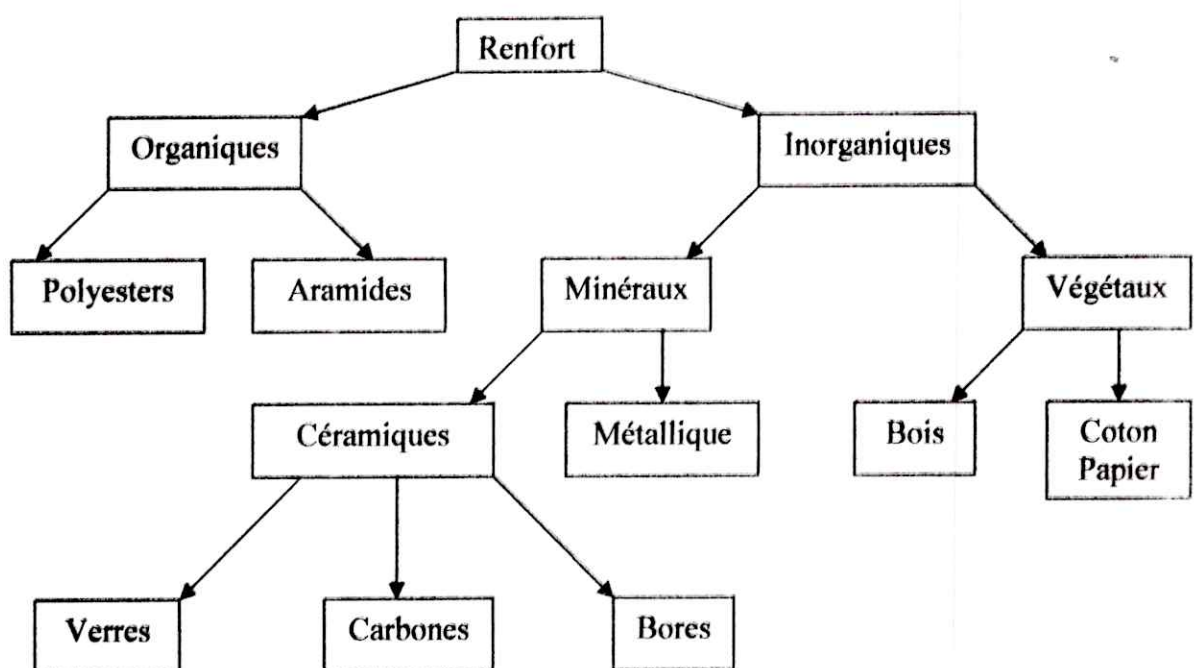


Figure I.3. Principaux matériaux de renfort

Les renforts fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- Sous forme linéique,
- Sous forme de tissus surfaciques,
- Sous forme multidirectionnelle,

### ***Forme linéique***

Les fibres sont élaborées suivant un diamètre d'une dizaine de micromètres, 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 fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou mono filament.

### ***Formes surfaciques***

Les fils peuvent être utilisées pour réaliser des formes surfaciques de divers types : mats, tissus ou rubans.

#### ***1. les mats***

Les mats sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. Leur modélisation est très délicate à cause de la non régularité des formes.

La différence entre les mats à fils coupés et les mats à fils continus se situe essentiellement au niveau de leurs propriétés de déformabilité. Les premiers sont peu déformables alors que les seconds permettent d'obtenir des emboutis profonds par un allongement régulier du mat dans toutes les directions.

#### ***2. les tissus et rubans***

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc. Il est constitué (figure 1.4)



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

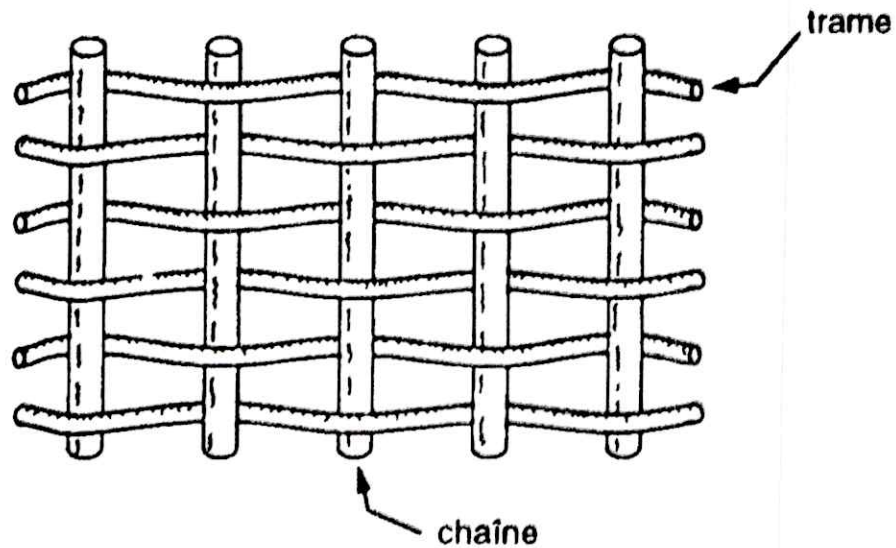


Figure I.4. Chaîne et trame d'un tissu [1]

Les tissus diffèrent par le type de fils utilisés, donc par la masse linéique des fils, et par le mode d'entrecroisement (ou *armure*) des fils de chaîne et des fils de trame. La figure I.5 illustre les armures classiques utilisées.

### Toile ou taffetas

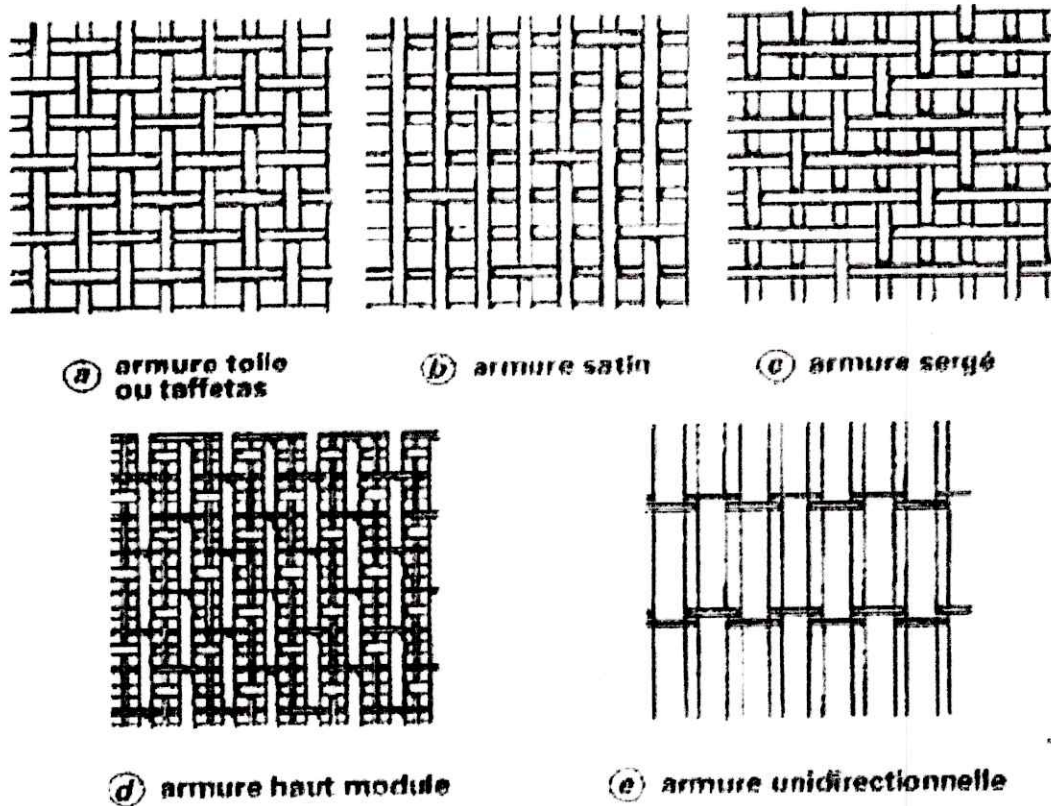
Les fils de chaîne et de trame s'entrecroisent alternativement, conduisant à un tissu très plat, stable, mais peu déformable.

### Satin

Le fil de trame n'entrecroise pas tous les fils de chaîne. Chaque satin est défini par un chiffre, généralement 4 ou 8, indiquant que le fil de trame n'entrecroise qu'un fil de chaîne sur 4 ou 8. Le fil de trame passe sous les autres fils de chaîne.

**Sergé**

Le fil de tram n'entrecroisant qu'un fil de chaîne sur 3, 4 ou 5, et passant sur les autres fils de chaîne, ce tissu offre l'avantage d'être souple et dense.



*Figure I.5. Différentes armures utilisées avec les tissus de verre*

**Tissu haut module**

Deux nappes de fils sont superposées sans entrecroisement des fils, et réunies par une chaîne et une trame de fil fin. L'absence d'entrecroisement supprime les effets de cisaillement.

**Tissu à armure unidirectionnelle**

Les fils parallèles constituant soit la chaîne, soit la tram, sont réunis par un fil fin, respectivement en trame ou en chaîne.



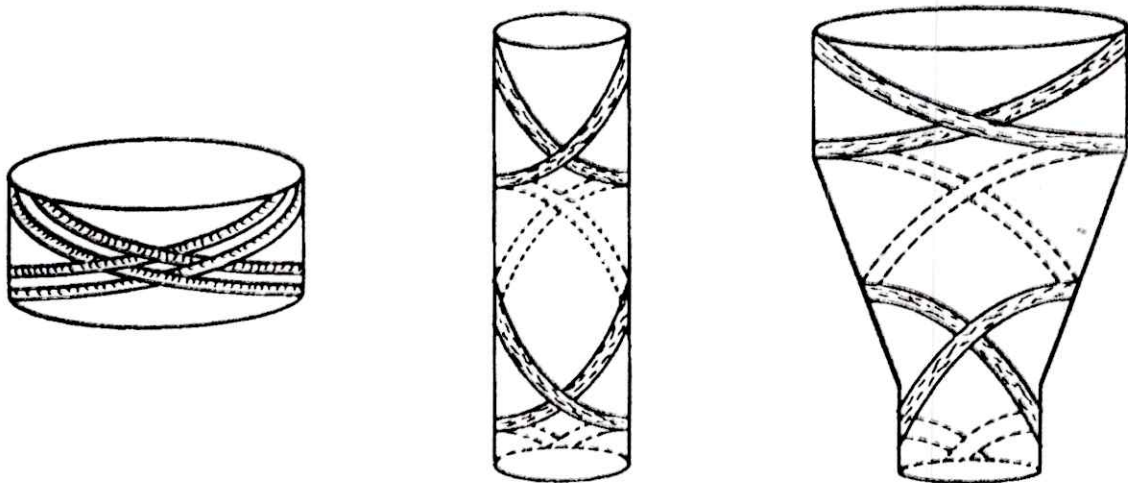
## **Structure tissée multidirectionnelle**

### **1. Tresses et préforme**

Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice. Ce type de tissu est utilisées pour satisfaire aux besoin de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyère, etc.).

### **2. Tissu 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. (figure I.6)



**Figure I.6.** *Tissage cylindrique et conique*

#### **1.4.1.2 La matrice**

La matrice lie les fibres et répartie les efforts (résistance à la compression ou à la flexion), assure la protection chimique. Par définition, c'est un polymère ou une résine organique. On distingue :

**a)- Résines thermodurcissables**

C'est des polymère transformé en un produit essentiellement infusible et insoluble après traitement thermique (chaleur, radiation) ou physico-chimique (catalyse, durcisseur), ils possèdent des propriétés mécaniques et thermo- mécaniques élevées, ce qui fait d'elles les résines les plus employées actuellement.

**b)- Résine thermoplastiques**

C'est des polymères pouvant être alternativement ramollis par chauffage et durcis par refroidissement dans un interval de température spécifique du polymère étudié. Les résines thermoplastiques présentent l'aptitude à l'état ramolli, de se mouler aisément par plasticité.

**c)- Résines thermostables**

C'est des polymère présentant des caractéristiques mécaniques stables sous des pressions et des températures élevées ( $>200^{\circ}\text{C}$ ), appliquées de façon continue.

On distingue deux grandes familles des résines, les résines thermoplastiques et et les thermodurcissables . Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace.

**d)- Elastomère thermoplastique** polymère fortement élastique

Avant la mise en œuvre, les résines époxydes se présentent sous la forme de plusieurs ingrédients à mélanger : une résine principale, un diluant, un flexibilisant et un durcisseur.



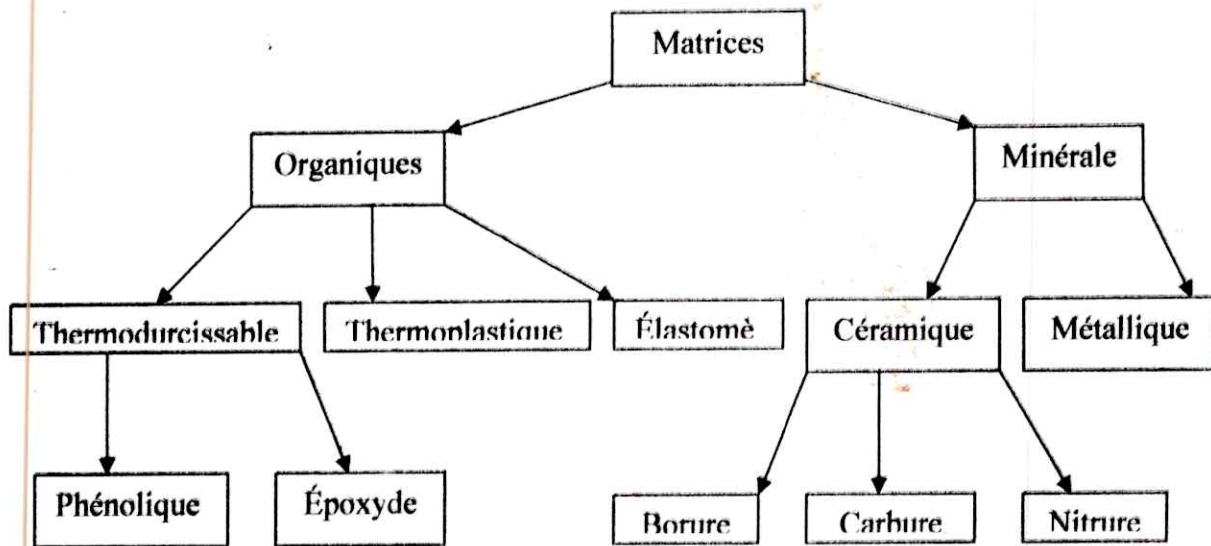


Figure I.6. Les différentes familles de matrice

Outre la matrice et le renfort, on trouve également :

**L'interface** : Assure la compatibilité renforts-matrice, en transmettant les contraintes de l'une à l'autre, sans déplacement relatif. (Bonne adhérence en couche fine : de l'ordre du micron),

**La charge** : Apporte des propriétés particulières ou complémentaires, ou encore permet un abaissement du prix de revient. Contrairement aux renforts, les charges ne sont pas filamenteuses mais sous forme de particules. Ex : micro ballon.

**Additifs spécifiques** : Catalyseurs, accélérateurs de polymérisation..

## I.5 Architecture des matériaux composites

### I.5.1 Les Sandwiches

Les Sandwiches sont composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et faible résistance. L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande légèreté en flexion et c'est un excellent isolant thermique (figure I.7) (figure I.8). [1]

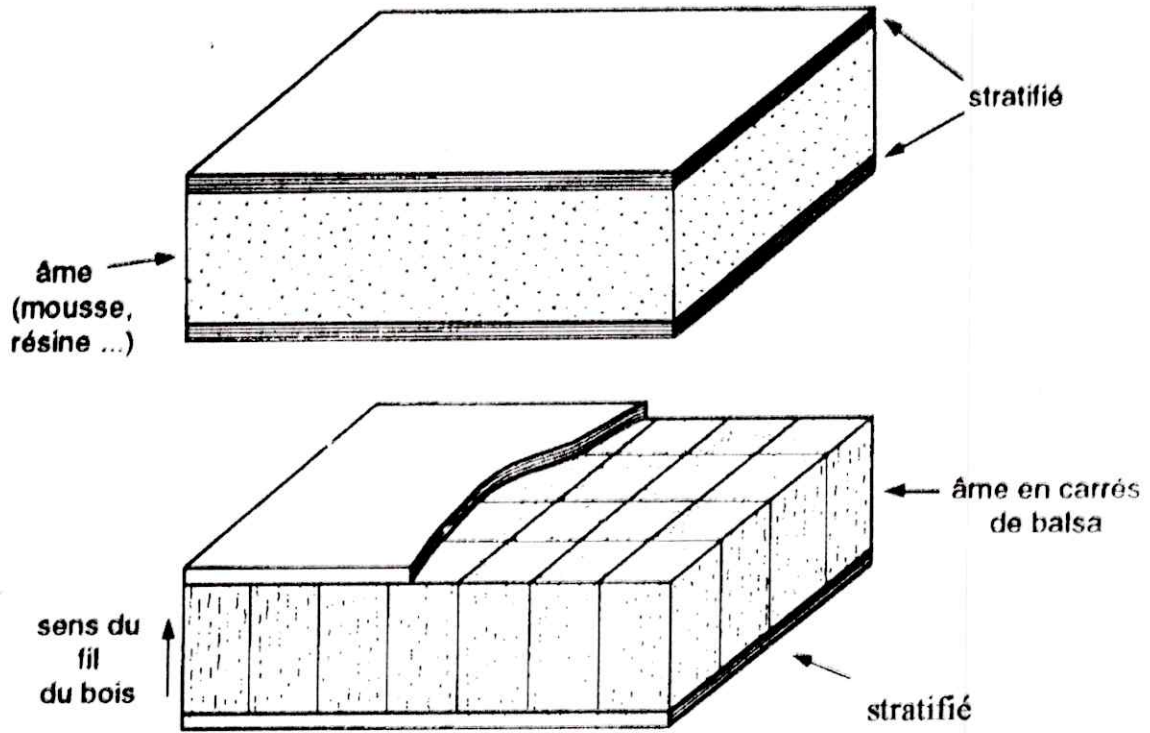


Figure 1.7 matériaux sandwichs à âme pleine

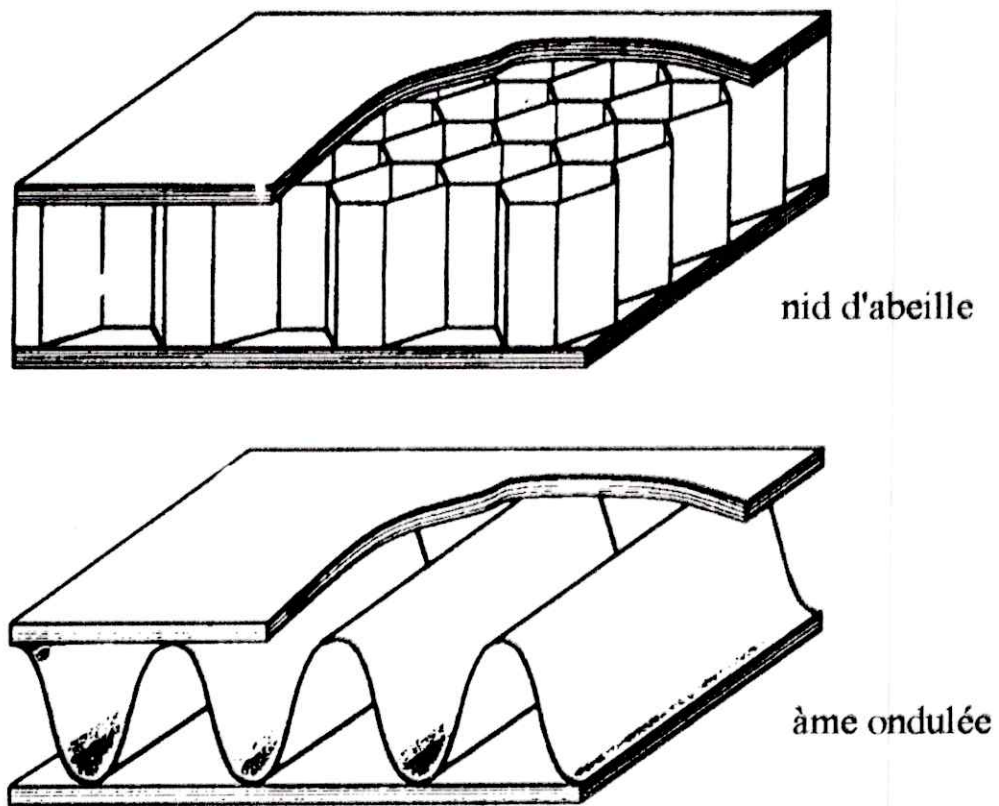


Figure 1.8 matériaux sandwichs à âme



### I.5.2 Les stratifiés

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches (renfort) ayant chacune une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches qui est désigné comme le référentiel du stratifié (Figure. I.9).

#### I.5.2.1 Types de stratifiés

1. Équilibrés : stratifiés comportant autant de couches orientées suivant la direction  $+\theta$  que de couches orientées suivant la direction  $-\theta$ .
2. Symétrique : stratifiés comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen.
3. Orthogonaux : stratifiés comportant autant de couches à  $0^\circ$  que de couches à  $90^\circ$ .

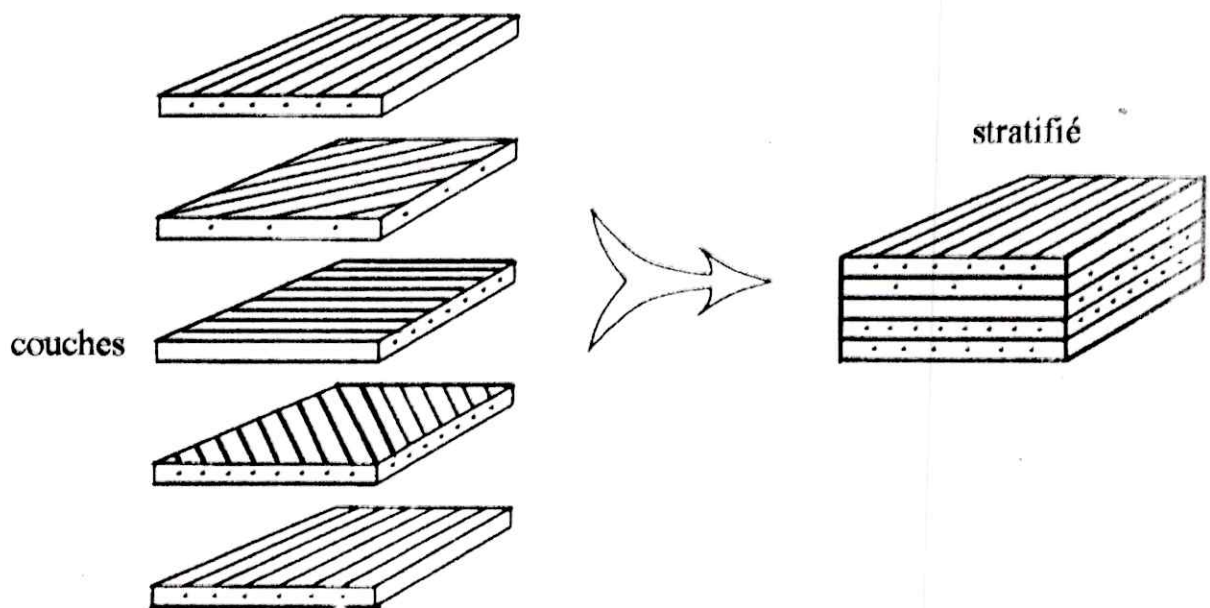
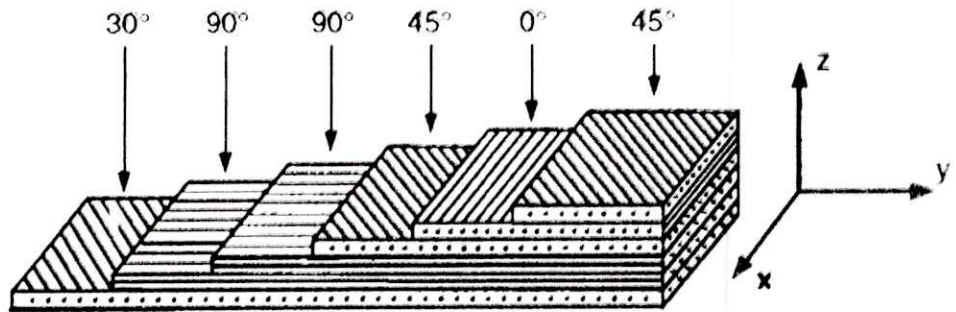
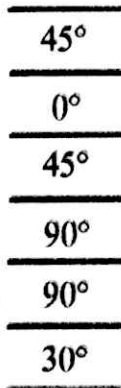


Figure I.9. Constitution d'un stratifié

**I.5.2.2 Désignation d'un stratifié.**

stratifié:



Code : [30/90<sup>2</sup>/45/0/45]

*Figure I.10. Désignation d'un stratifié*

**Stratifiés hybrides**

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il est nécessaire de les mentionner dans la désignation. Par exemple, pour des stratifiés avec la même résine :

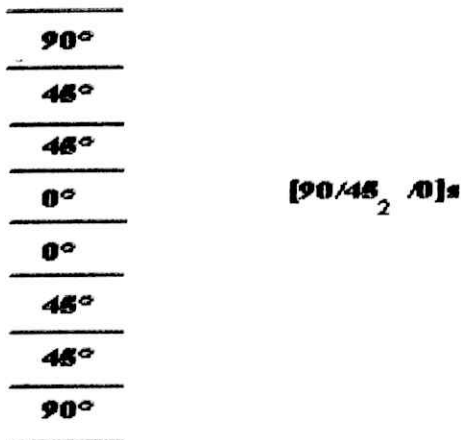


10 / -45 / 90 / 1s  
V / C / C



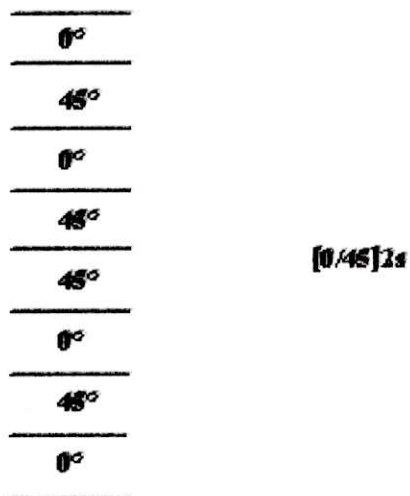
### Stratifiés symétriques

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est un plan de symétrie.



### Séquences

La répétition de séquences peut être indiquée par un indice indiquant le nombre de fois ou une séquence est successivement répétée.



#### 1.5.2.3 Structure générale d'un stratifié

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de nature diverse : fils, stratifils, mats, tissus, fibre de verre, etc.

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 :

## I.6. Modules d'élasticités

la prévision du comportement d'un matériau composite est faite à partir des propriétés des éléments constituants : taux de renfort, module d'élasticité et orientation des fibres. Les modules d'élasticité permettent de caractériser le stratifié composite.

On distingue : Le module d'élasticité longitudinal, transversal, de cisaillement ainsi que le coefficient de Poisson.

### I.6.1 Comportement élastique d'un matériau composite unidirectionnel

#### I.6.1.1 Module d'Young longitudinal

Le module d'Young longitudinal est déterminé par un essai de traction dans la direction des fibres (figure I.12). On considérera que la déformation des fibres et de la matrice est identique. Si  $\Delta l$  est l'allongement de la cellule (identique à celui de la fibre et de la matrice), la déformation longitudinale imposée à la cellule est :

$$\varepsilon l = \Delta l / l \quad (I.1)$$

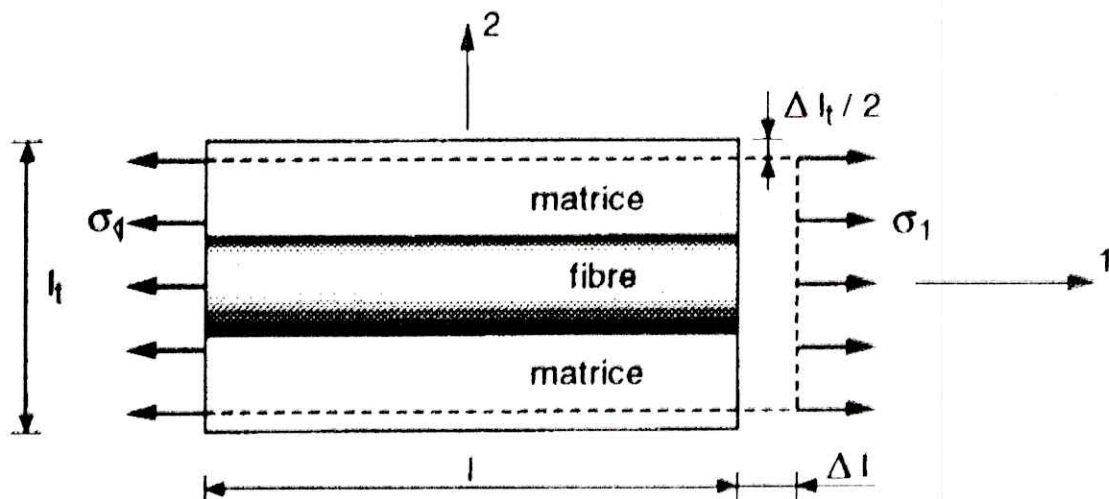


Figure I.12. Schéma simplifié d'une traction longitudinale



Où  $l$  est la longueur de cellule considérée. L'identité des déformations dans la fibre et dans la matrice impose :

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_l \quad (1.2)$$

Les contraintes dans la fibre et dans la matrice sont exprimées par :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_l \quad (1.3)$$

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_l \quad (1.4)$$

La charge totale appliquée est :

$$F_l = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m$$

$S_f$  et  $S_m$  sont respectivement les aires des sections droites de la fibre et de la matrice.

Si  $S$  est l'aire de la section droite de la cellule moyenne, la contrainte moyenne  $\sigma_l =$

$$F_l/S$$

S'écrit: 
$$\sigma_l = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \quad (1.5)$$

Cette contrainte moyenne est liée à la déformation de la cellule par le module d'Young longitudinal :

$$\sigma_l = E_L \varepsilon_l \quad (1.6)$$

La combinaison des relations (1.2) et (1.6) conduit à l'expression du module d'Young longitudinal

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (1.7)$$

Cette expression est nommée la loi des mélanges pour le module d'Young dans la direction des fibres.

### 1.6.1.2 Module d'Young transversal

Le module d'Young transversal est déterminé dans un essai de traction transversale où le composite est chargé suivant la direction normale aux fibres. Une tranche de matériau composite, d'épaisseur  $e$ , est considérée comme étant constituée de couche successive de même épaisseur et possédant alternativement les propriétés des fibres et de matrice (figure I.13). La hauteur des couches doit vérifier :

$$V_f = h_f / (h_f + h_m) \quad \text{et} \quad 1 - V_f = h_m / (h_f + h_m) \quad (\text{I.8})$$

Les contraintes de charges égales :

$$\sigma_m = \sigma_f = \sigma_2 \quad (\text{I.9})$$

Avec :

$$\sigma_m = \varepsilon_m E_m \quad \text{et} \quad \sigma_f = \varepsilon_f E_f$$

De cela l'allongement transversal d'une cellule élémentaire est :

$$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m \quad (\text{I.10})$$

Et l'allongement transversal s'écrit :

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \quad (\text{I.11})$$

Cette déformation est liée à la contrainte imposée sur la cellule, par le module transversal :

$$\sigma_2 = E_T \varepsilon_2 \quad (\text{I.12})$$



Si on combine les expressions (I.9) et (I.12) on obtiens le module transversal :

$$1/E_T = (V_f / E_f) + (1 - V_f) / E_m \quad (I.13)$$

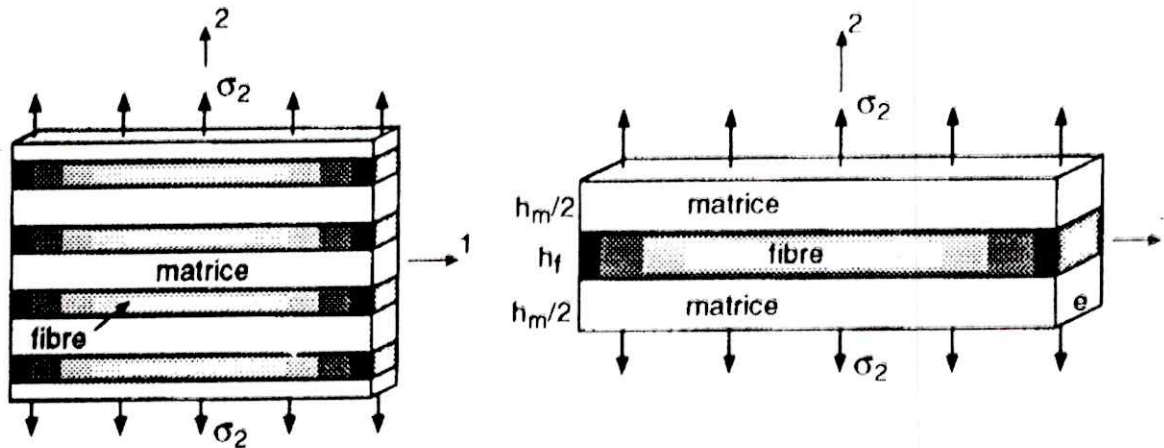


Figure I.13. Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel

### I.6.1.3 Coefficient de poisson longitudinal

Il est déterminé par un essai de traction longitudinale (figure I.14), dans ce cas aussi nos constituants (fibres matrice) se déforment de façon identique. Il en résulte que les déformations transversales dans la matrice et dans les fibres s'écrivent :

$$\varepsilon_{2m} = -\nu_m \varepsilon_1 \quad (I.14)$$

$$\varepsilon_{2f} = -\nu_f \varepsilon_1 \quad (I.15)$$

Soit l'allongement transversal de la cellule élémentaire :

$$\Delta l_t = -\nu_m \varepsilon_1 h_m - \nu_f \varepsilon_1 h_f \quad (I.16)$$

La déformation transversale s'écrit alors :

$$\varepsilon_2 = \Delta l_t / (h_f + h_m) = - [V_m (1 - V_f) + \nu_f V_f] \varepsilon_1 \quad (I.17)$$

D'où l'expression du coefficient de poisson :

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + V_m (1 - V_f) \quad (I.18)$$

Cette expression est la loi des mélanges pour le coefficient de poisson longitudinal

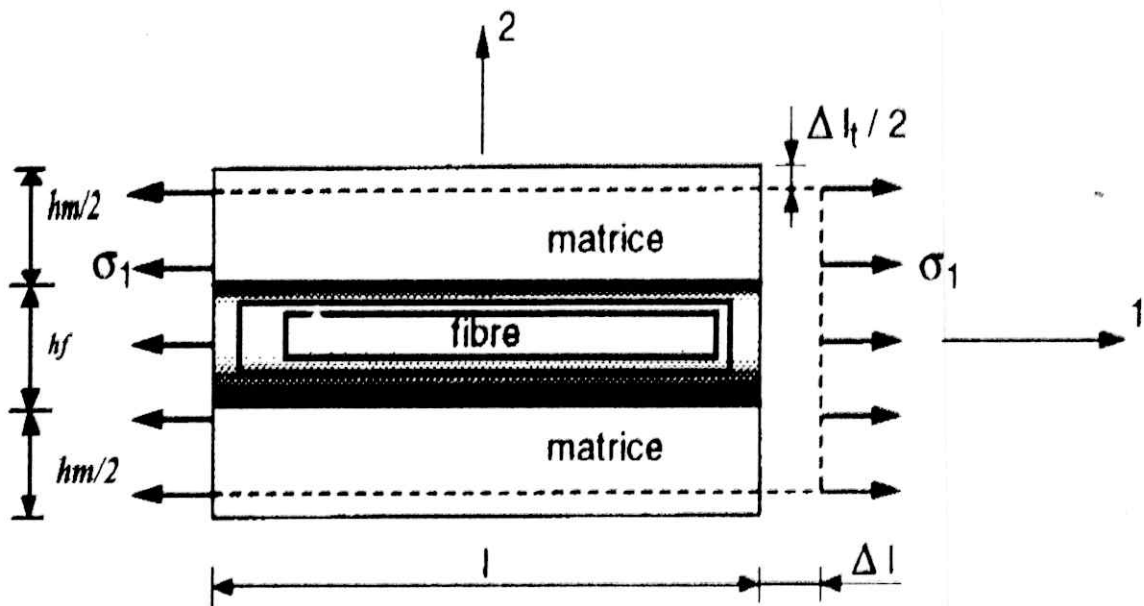


Figure I.14. Schéma par couches d'une traction longitudinale

#### I.6.1.4 Module de cisaillement longitudinal

Le module de cisaillement longitudinal  $G_{LT}$  est déterminé dans un essai de cisaillement longitudinal (figure I.15), les contraintes en cisaillement dans la fibre et

dans la matrice sont égales. Leurs déformations en cisaillement sont données par les expressions suivante :

$$\gamma_f = \tau / G_f \quad \text{et} \quad \gamma_m = \tau / G_m \quad (\text{I.19})$$

$\tau$  : contrainte

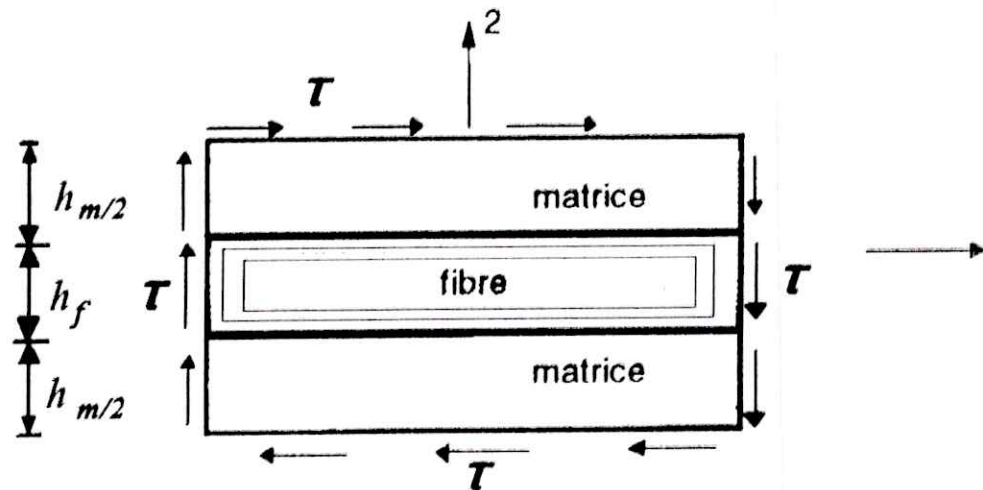


Figure I.15. Schéma par couches d'un essai de cisaillement longitudinale

La déformation totale de la cellule (figure I.16) est :

$$\sigma = \sigma_f + \sigma_m = h_f \gamma_f + h_m \gamma_m \quad (\text{I.20})$$

Cet angle est lié à la contrainte de cisaillement par le module de cisaillement longitudinal  $GLT$  :

La déformation au cisaillement est donné par :

$$\gamma = \tau / GLT \quad (\text{I.21})$$

En combinant les expressions (I.19) et (I.20), non obtenons :

$$1 / GLT = [ V_f / G_f ] + [ (1 - V_f) / G_m ] \quad (\text{I.22})$$



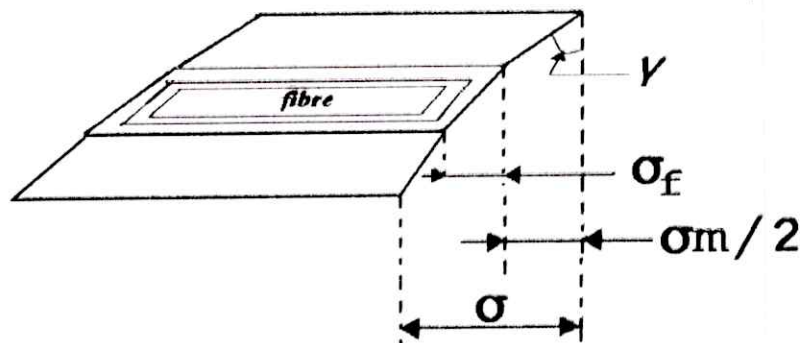


Figure I.16 Déformation en cisaillement de la matrice et de la fibre

### I.6.2 Comportement élastique d'un matériau composite bidirectionnel

Le bidirectionnel est caractérisé par 7 modules, Certains coefficients ne change pas par rapport aux coefficients unidirectionnels, soit :

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

$$1/E_T = (V_f / E_f) + (1 - V_f) / E_m$$

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f)$$

$$\nu_{TT} = E_T / (2G_{TT}) - 1$$

(I.23)

$$G_{TT} = G_m / [1 - \nu_f (1 - (G_m / G_{TT}))]$$

(I.24)

$$1/G_{LT} = [V_f / G_f] + [(1 - V_f) / G_m]$$

## I.7 Microanalyse de la rupture

### I.7.1 Définition

La rupture est la création de microfissures à l'échelle microscopique (celle des constituants) à partir d'un défaut.

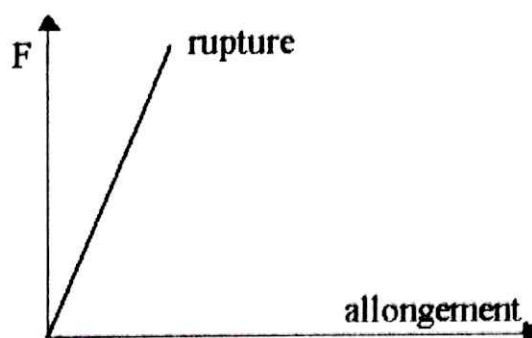
#### I.7.1.1 La microfissuration

La microfissuration est la propagation de la rupture et le résultat de la création de nouvelles surfaces de rupture à l'échelle macroscopique à partir des microfissures existant,

Dans le cas des matériaux composites la rupture se produit généralement, avant l'observation du changement macroscopique structurale.

### I.7.2 Mécanique de la rupture des composites stratifiés.

Le comportement mécanique particulier des composites se traduit par une absence de zone d'adaptation plastique (figure I.17).



**Figure I.17.** courbe d'essai de traction cas d'un unidirectionnel [4]

Contrairement à ce qu'on peut déduire de la courbe, la rupture n'est pas brute mais progressive.

On peut distinguer les mécanismes de rupture suivants :

### - Rupture des fibres

La rupture des fibres intervient en premier lorsque l'allongement à la rupture de ces dernières est inférieur à celui de la matrice.

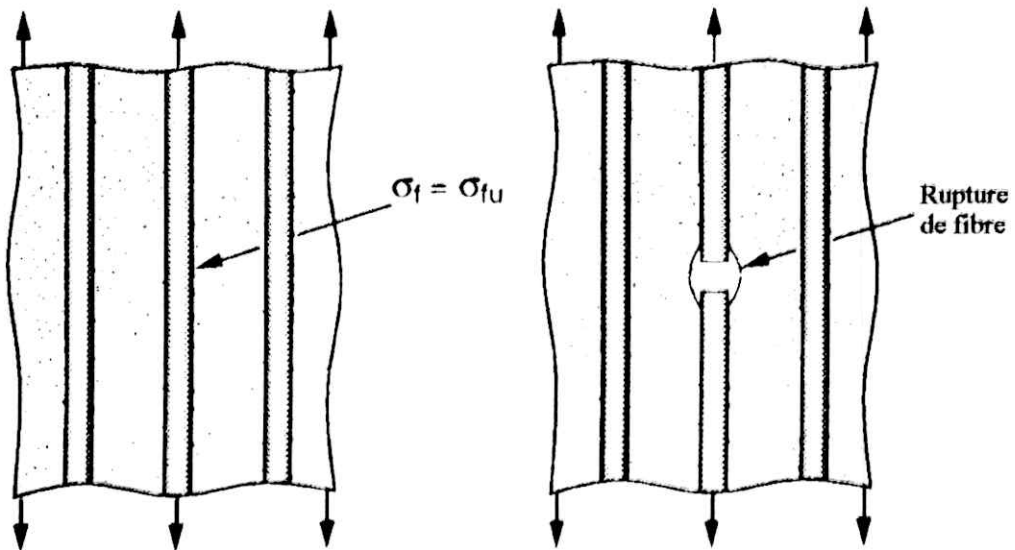


Figure I.18. Rupture d'une fibre

### - Rupture transverse de la matrice

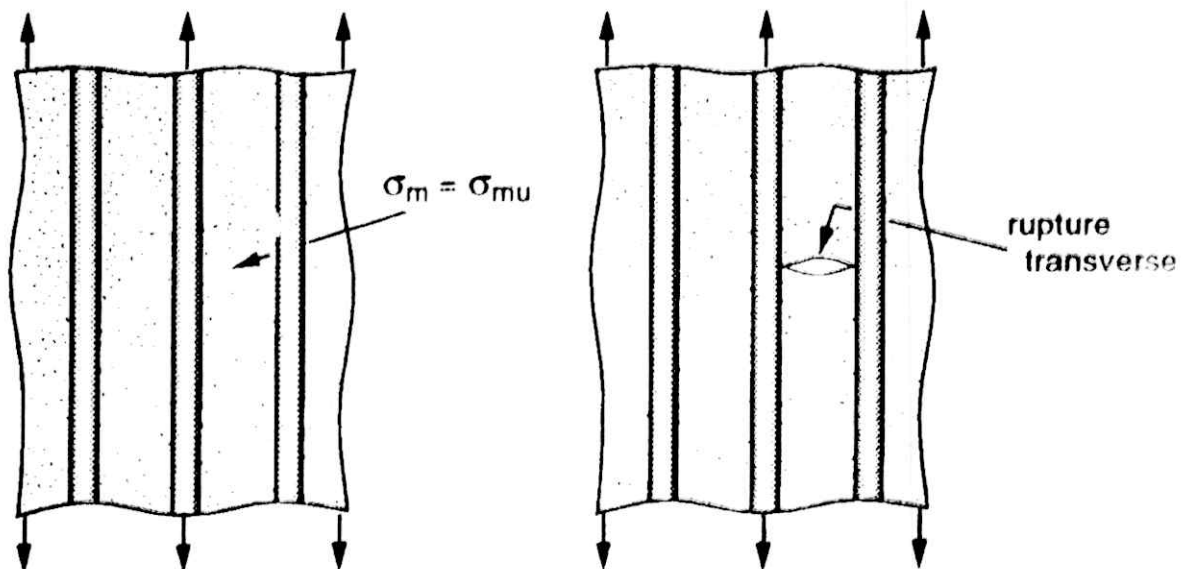


Figure I.19. rupture transverse de la matrice



Cette dernière intervient lorsque l'allongement à la rupture de la matrice est inférieur à celui des fibres.

- Rupture longitudinale de la matrice

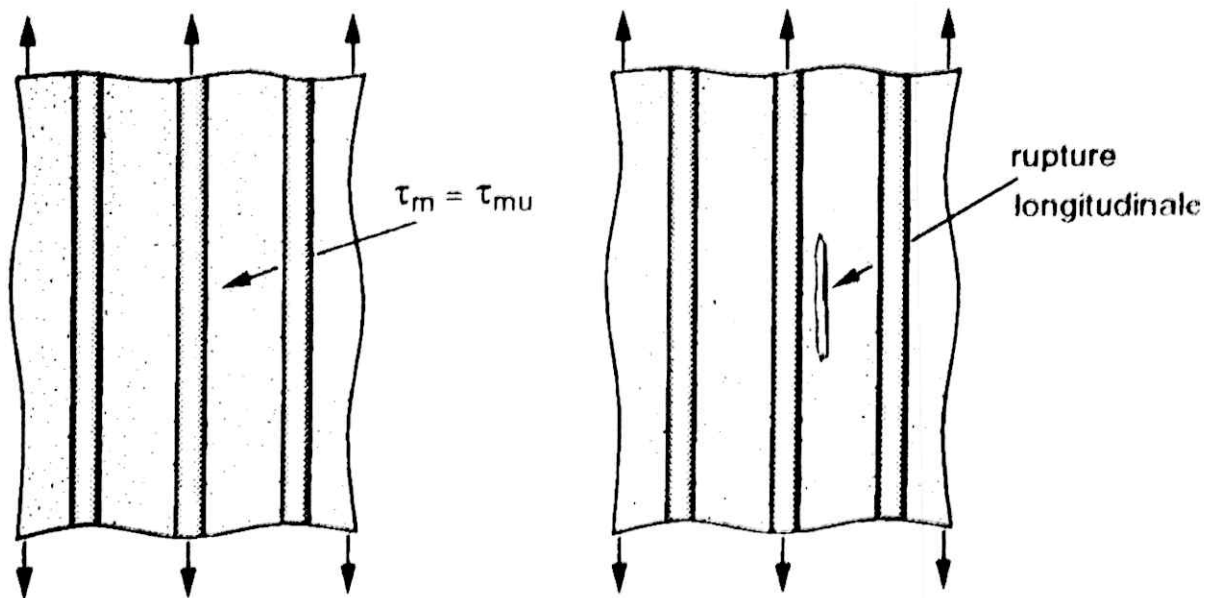


Figure I.20. Rupture longitudinale de la matrice

- Rupture de l'interface fibre - matrice

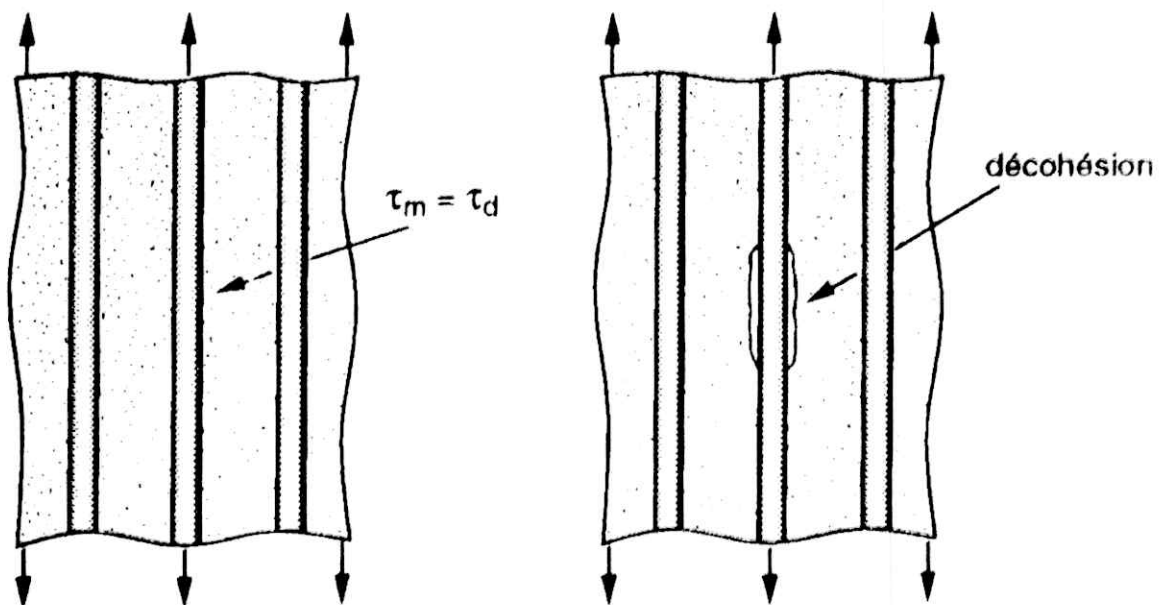


Figure I.21. Rupture fibre - matrice

La décohésion est généralement due à une mauvaise liaison fibre – matrice.

## I.8 Critères de rupture

Les critères de rupture ont pour but de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. D'une manière générale, la résistance mécanique d'un matériau correspond à une dégradation irréversible : soit à la rupture réelle du matériau, soit à la limite du domaine élastique [1].

Les critères de rupture peuvent être classés suivant :

- Critère de la contrainte maximale.
- Critère de la déformation maximale.

### I.8.1 Critère de la contrainte maximale

Le critère de la contrainte maximale fait intervenir :

$X_t, X_c$  : les contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinale respectivement en traction et en compression.

$Y_t, Y_c$  : les contraintes à la rupture suivant l'axe transversale respectivement en traction et en compression.

$S$  : la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche figure

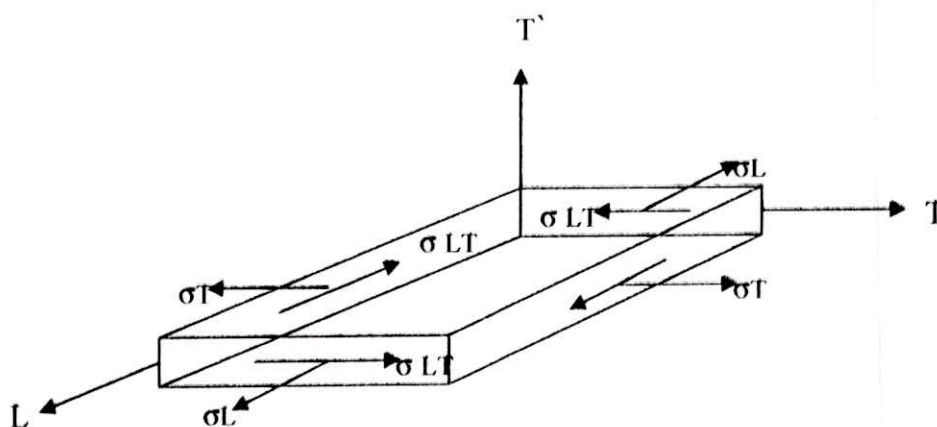


Figure I.22. Contraintes dans les axes principaux

Dans le cas d'une couche soumise à un état de contraintes plane ( $\sigma_L$ ,  $\sigma_T$ ,  $\sigma_{LT}$ ) dans ces axes principaux, le critère de la contrainte maximale stipule que la résistance mécanique de la couche est atteinte lorsque l'une des trois contraintes auxquelles la couche est soumise atteint la valeur de la contrainte à la rupture correspondante.

Le critère de la contrainte maximale s'écrit sous la forme :

$$-X_c < \sigma_L < X_t \quad (I.25)$$

$$-Y_c < \sigma_T < Y_t \quad (I.26)$$

$$-S < \sigma_{LT} < S \quad (I.27)$$

Si les six inéquations sont vérifiées, l'état de contrainte limite n'est pas atteint : la rupture de la couche ne se produit pas. Si l'une des inéquations n'est plus vérifiée : la rupture se produit suivant le mécanisme correspondant à la contrainte de l'inéquation non vérifiée.

### I.8.2 Critère de la déformation maximale

Le Critère de la déformation maximale est assez similaire au Critère de la contrainte maximale, les déformations étant limitées, au lieu des contraintes. Le critère de la déformation maximale fait intervenir :

$X_{\epsilon t}$  ( $X_{\epsilon c}$ ) : La déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe longitudinale.

$Y_{\epsilon t}$  ( $Y_{\epsilon c}$ ) : La déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversale.

$S_{\epsilon}$  : La déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche. La résistance mécanique est alors atteinte, lorsque l'une des déformations principales atteint la déformation à la rupture correspondante. Le critère de déformation maximale s'écrit donc sous la forme :

$$-X_{\epsilon c} < \epsilon_L < X_{\epsilon t} \quad (I.28)$$

$$-Y_{\epsilon c} < \epsilon_T < Y_{\epsilon t} \quad (I.29)$$

$$-S < \gamma_{LT} < S_{\epsilon} \quad (I.30)$$



### **I.9. Conclusion**

Le composite est constitué au minimum de deux constituant (fibre et matrice).

Les caractéristiques mécaniques dépendent du types de fibres et de résine utilisées.

**PARTIE**  
**EXPERIMENTALE**

## CHAPITRE II

# Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

### II.1 Introduction

Dans ce chapitre on présentera la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes composites. Le choix du type de matrice et du type de renfort s'est fait selon la disponibilité des constituants de base et de la faisabilité expérimentale du type de matériau.

La réalisation des éprouvettes s'est faite en deux étapes : étape 1 décrite en partie A et étape 2 décrite en partie B. Dans la partie A nous décrivons la fabrication du stratifié unidirectionnel, et les imperfections obtenues après analyse des éprouvettes fabriquées ; conséquences qui nous conduit à la réalisation d'autres éprouvettes avec un renfort tissu dont la procédure est décrite en partie B.

Suite à cette réalisation expérimentale et avec la prise en compte des différentes difficultés et recommandations tout au long de la fabrication des stratifiés, nous concluons ce chapitre par la mise en place d'un organigramme pour une élaboration fiable des stratifiés.

### II.2 Etape avant la fabrication

Avant la fabrication d'une pièce en matériaux composite, il faut donner un maximum d'informations concernant cette pièce, afin de s'assurer qu'elle va répondre aux performances exigées, pour cela la fabrication des pièces se fait selon les étapes suivantes [ 2] :

- Définition des fonctions de la pièce.
- Définition de la pièce.
- Définition du matériau.
- Obtention des éprouvettes.



### II.2.1 Définition des fonctions de la pièce

Les pièces seront réalisées pour une utilisation expérimentale qui est l'étude des caractéristiques mécaniques des éprouvettes stratifiés, ces pièces vont subir des contraintes de traction avec le spectre des charges de contraintes longitudinales.

### II.2.2 Définition de la pièce

Les dimensions de l'éprouvette sont définies dans la figure suivante :

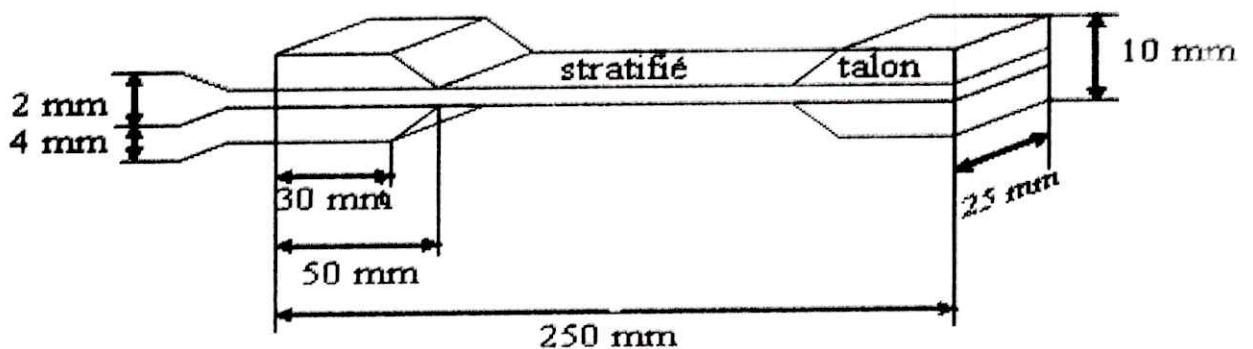


Figure II.1. Dimensions des éprouvettes

### II.2.3 Problèmes rencontrés lors de la réalisation

- 1- Indisponibilité du renfort unidirectionnel
- 2- Indisponibilité des moules
- 3- Dimensionnement du nombre de couches dans les éprouvettes sachant que les épaisseurs des éprouvettes définies doivent être respectées.
- 4- Choix de l'orientation des angles.

## II.3 PARTIE A : Réalisation des éprouvettes à renfort unidirectionnel

### II.3.1 Définition du matériau

#### II.3.1.1 Les constituants

Le tableau ci dessous présente une synthèse de combinaisons matrice/renfort les plus couramment utilisées donnant lieu à des composites «haute performance» (HP) ou

«grande diffusion» (GD). On notera que les composites (HP) se distinguent essentiellement des composites (GD) par leurs meilleures propriétés mécaniques.

Résines		Fibres de renfort				
		Verre E	Verre D	Verre R	Carbone	Aramide
<b>TD</b> Thermodurcissables	Polyesters	<b>GD</b>	<b>GD</b>			
	Phénoliques	<b>GD</b>				
	Polyuréthanes	<b>GD</b>				
	Epoxy		<b>HP</b>	<b>HP</b>	<b>HP</b>	<b>HP</b>
<b>TP</b> Thermoplastique	Polypropylène	<b>GD</b>				
	PA6et 6-6	<b>GD</b>		<b>HP</b>		
	PA12, PEEK			<b>HP</b>	<b>HP</b>	<b>HP</b>

*Tableau II.1* tableau de synthèse de l'utilisation des résine et renforts

Parmi tous ces renforts et résines, on a utilisé ceux qui étaient disponibles, spécialement les types utilisés en construction aéronautique

### **Le renfort**

Le renfort utilisé est un tissu taffeta en verre R, unidirectionnelle (Tableau II.2).

<b>Propriétés physiques</b>	
Masse volumique :	
— verre en masse..... (kg · dm <sup>-3</sup> )	2,58
— filaments..... (kg · dm <sup>-3</sup> )	2,55
Dureté (échelle de Mohs).....	.....
<b>Propriétés optiques</b>	
Indice de réfraction (raie D du sodium : 550 nm).....	1,541
Transmission en lumière naturelle.....	Transparent
Transmission en rayonnement UV.....	Opaque
<b>Propriétés thermiques</b>	
Capacité thermique massique..... (kJ · kg <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> )	.....
Conductivité thermique ..... (W · m <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup> )	
Coefficient de dilatation linéique ..... ((10 <sup>-6</sup> K <sup>-1</sup> ))	4
<b>Propriétés électriques (pour verre en masse) (5)</b>	
Rigidité diélectrique ..... (MV · m <sup>-1</sup> )	.....
Résistivité surfacique ..... (&)	.....
Résistivité volumique..... (& · cm)	.....
Permittivité relative :	
— à 50 ou 60 Hz .....	.....
— à 103 Hz.....	5,0 à 5,1
— à 106 Hz.....	6,0 à 6,1
Tangente de l'angle de perte :	
— à 50 ou 60 Hz ..... (10 <sup>-4</sup> )	.....
— à 103 Hz..... (10 <sup>-4</sup> )	
— à 106 Hz..... (10 <sup>-4</sup> )	15 à 19
<b>Propriétés acoustiques</b>	
Vitesse du son ..... (m · s <sup>-1</sup> )	.....
<b>Propriétés chimiques (6)</b>	
Tenue à l'eau .....	TB
Tenue aux acides.....	B
Tenue aux bases.....	F
Tenue aux solvants .....	TB
<b>Comportement au feu</b> .....	<b>Incombustible</b>
D'après des documentations techniques de Vetrotex.	

Tableau II.2 Propriétés générales de fibre de verre R [2]



### **La matrice**

C'est un mélange homogène de résine **époxyde 50-A/9449** et de **durcisseur**. Les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant, qui exige que chaque 100g de résine doit être mélangé avec 15g de durcisseur.

#### ➤ **Caractéristiques des Epocast 50-A/9449 :**

Epocast 50-A/9449 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est Qualifié de BMS 8-201. D'autres précisions concernant cette résine sont mentionnées dans une fiche technique donnée par le fournisseur expliquées en Table [II.3]

#### **II.3.1.2 Orientations des fibres**

Le but de la manipulation est de réaliser deux types d'éprouvette d'une série de cinq chacune traitées de manières différentes, mais qui ont la même orientation des fibres.

Les angles les plus utilisés en aéronautique sont  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  et  $90^\circ$ . Notre choix a porté sur  $0^\circ$  et  $45^\circ$ . Pour la réalisation des éprouvettes on limité le nombre de couches à sept .

**Spécifications**

**BMS 8-201 TY Rev E**

**Données techniques**

Propriété	50A	9449	50A/9449	méthode de test
Couleur	ambre	Lt ambre	ambre	visuel
Densité, g/cc	1.27	1.05	1.25	ASTM-D-792
Viscosité, centipose	4.000	250	3.500	ASTM-D-2196
Temps de gel, 100gms à 77°F	--	--	25-40	ASTM-D-2471
Durée de conservation à non ouvert, mois	12	12	--	--

**Rapport de mélange**

À 100 parts en poids d'époxyde, ajouter 15 parts en poids du durcisseur, mélanger les composants complètement pendant plusieurs minutes pour assurer un mélange complet et uniforme.

**Traiter du programme**

Trois jours à 77° F ou deux heures à 150-200° F après la température ambiante gélifient. La manipulation et l'usinage peuvent être faits après 20-24 heures à la température ambiante

**Propriétés traitées typiques**

Test	Résultats				méthode de test
Verre de 8 plis	Verre de 12 plis				
Pression de contact	Pression de contact				
Stratifié	Stratifié				
Traitement gel	Traitement gel				
3days +2h	3 jours + 2h				
à 77° F	à 200° F				
à 77° F	à 77° F				
à 77° F, Ksi	45	45	80	80	ASTM-D-790
à 180° F, Ksi	7	8	12	16	--
Modules flexure, msi	2.5	2.5	4.0	4.0	ASTM-D-790
Force, Ksi	30	35	60	60	ASTM-D-695
Résistance à la traction, Ksi	35	35	50	50	ASTM-D-638
Cisaillement interlaminaire, Ksi	3	3	3	3	ASTM-D-2733

*Table [II.3] Caractéristiques des Epocast 50-A/9449*



### II.3.1.3 Procédé de fabrication

La réalisation de nos éprouvettes a nécessité certaines opérations préliminaires. Le tissu d'origine est un bidirectionnel, le tissu final devant être un unidirectionnel.

La première manœuvre à faire a été de défilé le tissu de verre afin d'obtenir un tissu unidirectionnel. Pour il fallait d'abord repérer le sens  $0^\circ$  sur le tissu qui est dans le sens du roulage, puis défilé les fibres perpendiculaires à la direction  $0^\circ$ .

Au court de cette opération on a constaté qu'il était difficile de garder une distance constante entre les fibres, c'est pour quoi nous avons gardé une extrémité tissé et l'autre extrémité a été fixée grâce a un adhésif, cette opération avait pour but d'essayer d'obtenir un tissu unidirectionnel ayant une même répartition des fibres sur toute sa surface.

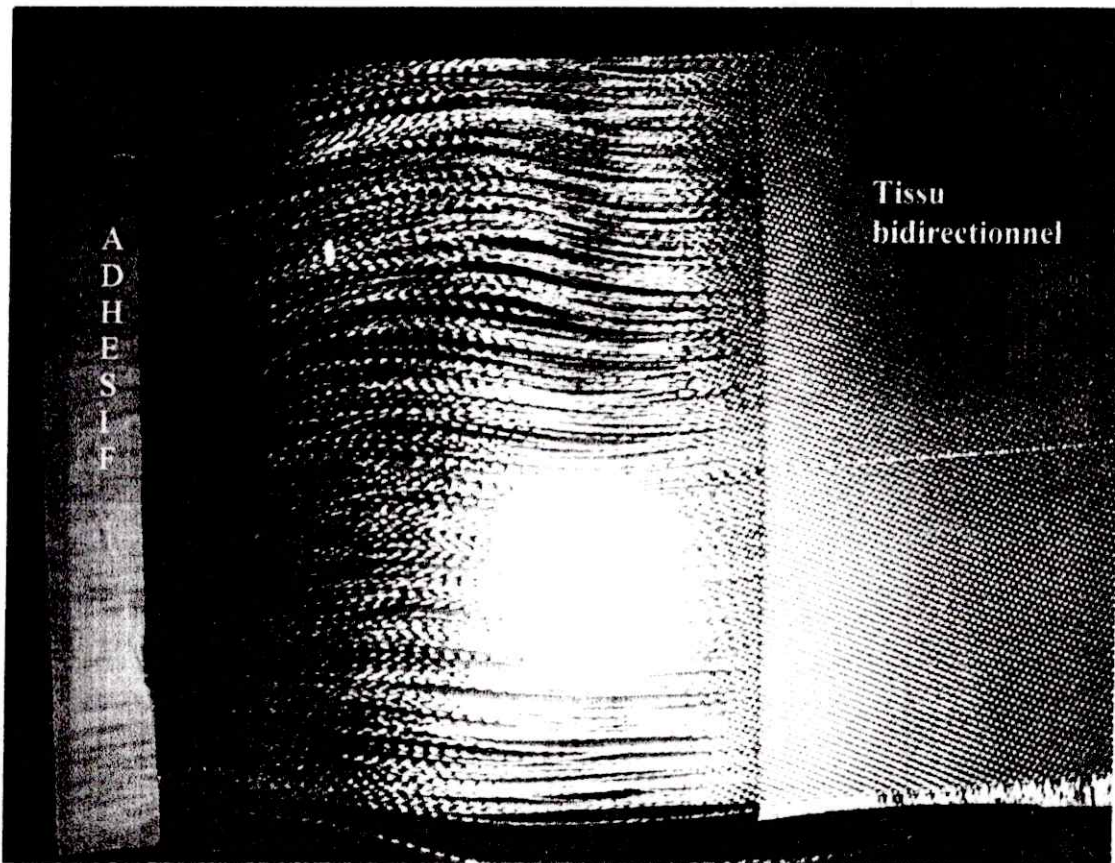


Figure II.2. Tissu unidirectionnel



Une fois que les couches unidirectionnelles prêtes, il fallait les collées en alternant les couches les unes sur les autres. Pour cela la première couche à 0° est posée sur un nylon, sur quoi sont tracés des carrés de 0° et 45° pour l'orientation des couches. Puis la résine est répartie sur toute la surface en prenant soin de diriger la résine dans le sens des fibres pour ne pas les affaiblir, puis poser par la suite la deuxième couche à 45° et répartir la résine ainsi de suite jusqu'à la 6ème couche.

Après la réalisation de la pièce, cette dernière a été découpée en deux parties, puis chacune d'elles a été couverte avec de différents tissus posés dans l'ordre suivant :

***Le perforé :***

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

***Tissu d'arrachage :***

C'est un tissu qui évitera le collage de l'éprouvette avec l'ensemble des tissus lors de la séparation.

***Tissu absorbant :***

Son rôle est d'absorber la quantité de résine supplémentaire et de la piéger pour qu'il n'y ait pas de débordement.

Pour obtenir deux types d'éprouvettes différentes on a décidé de les traiter différemment, l'une sous vide et l'autre laissée à l'air libre.

1- La pièce laissée à l'air libre a été juste couverte avec un nylon (après avoir mis tous les tissus), puis un poids a été placé sur la pièce pour disperser la résine uniformément tout au long de la surface.

2- Pour la pièce traitée sous vide, elle a été branchée avec une pompe qui va aspirer toutes les bulles d'air contenues dans la pièce.

Après avoir laissé les deux pièces à leurs états pendant 3 jours, on a découpé chaque pièce en petites éprouvettes selon les dimensions voulues.

### II 3.2 Obtention des éprouvettes

Les dimensions des éprouvettes réalisées sont des dimensions universelles et internationales, définies spécialement pour ce type d'essais.

Vu la complexité de la réalisation, on a préféré réaliser une grande pièce avec les mêmes conditions que dans la fabrication des éprouvettes à l'unité, puis de la découper en petites éprouvettes en respectant les dimensions.

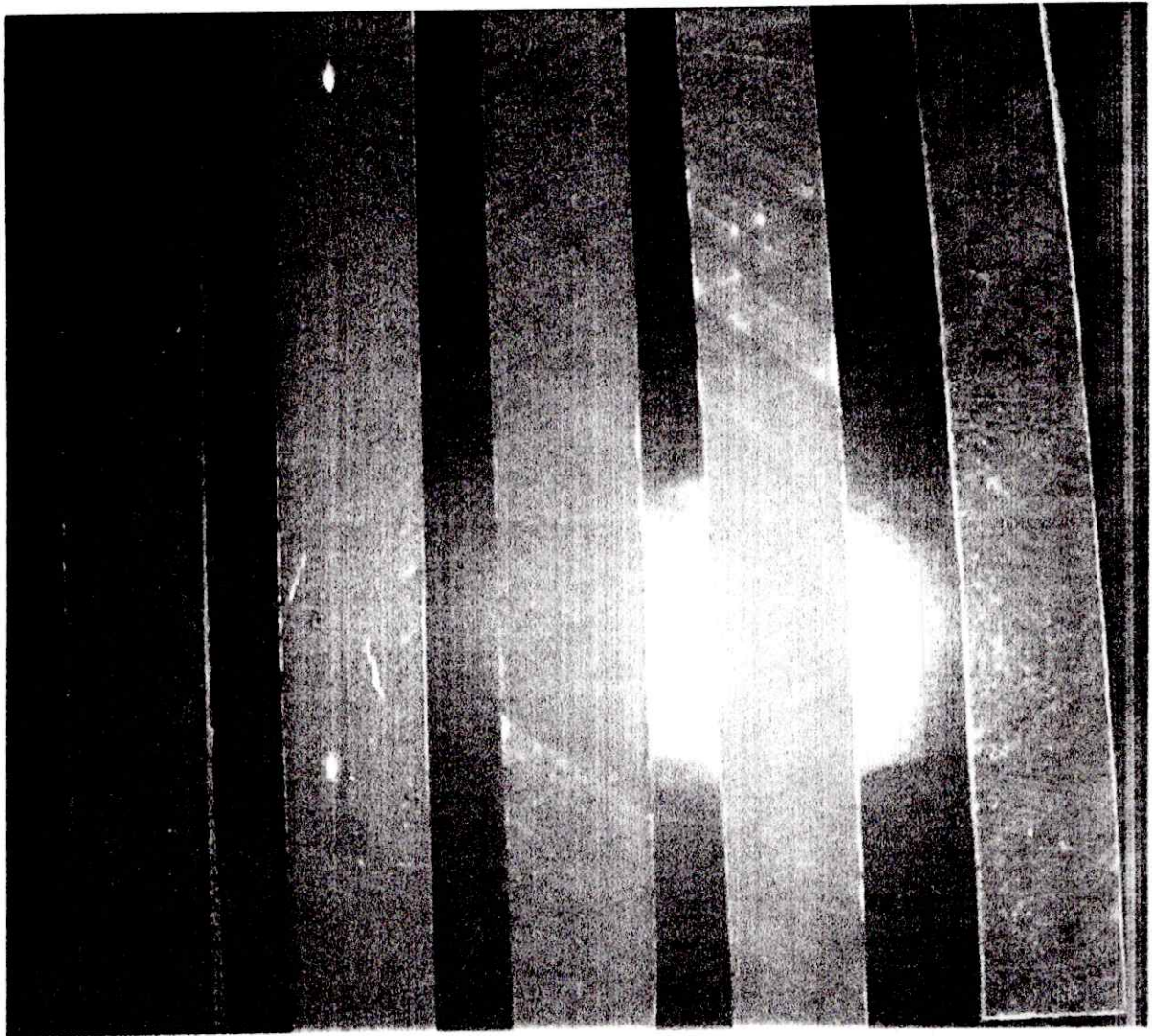
	Eprouvette 1	Eprouvette 2
Code	[0/45/0/45/0/45/0]	[0/45/0/45/0/45/0]
Traitement	Sou vide	Air ambiant
Nombre de couche	7	7
Épaisseur finale (mm)	1.2	1.5
Nombre d'éprouvettes	5	5

*Tableau II.4 Eprouvettes obtenues avec renfort unidirectionnel*

### II.3.3 Analyse des éprouvettes

Une fois que les éprouvettes achevées, on a fait une analyse visuelle de ces dernières, et on a remarqué des discontinuités et une mauvaise distribution des fibres tout au long de la surface et surtout un empilement non homogène des fibres, ce qui donne une épaisseur non uniforme. Donc les éprouvettes qui ont été réalisées sont des éprouvettes non homogène, même pour deux éprouvettes traitées de la même manière.





*Figure II.3. Éprouvettes finales unidirectionnelles*

#### **II.3.4 Conclusion 1**

La technique utilisée pour l'obtention de l'unidirectionnel par un détissage de tissu bidirectionnel a influencé directement sur la qualité des éprouvettes obtenues. Ces éprouvettes sont inaptes pour subir des essais mécaniques, les résultats ne seront pas fiables

Pour cela on a choisi de réaliser d'autres éprouvettes mais cette fois-ci avec un tissu bidirectionnel qui sera plus facile à manipuler.



## II.4 PARTIE B : Réalisation des éprouvettes à renfort bidirectionnel

Afin de comparer le comportement mécanique de deux stratifiés dont l'orientation des fibres est différente, nous avons choisis de réaliser deux types d'éprouvettes de stratifiés :

type 1 [0/45/0/0/45/0] et type 2 [0/90/0/0/90/0].

### II.4.1 Définition du matériau

#### II.4.1.1 Les constituant

Les matériaux utilisés sont les mêmes que ceux utilisés dans la fabrication des premières éprouvettes (tissu de verre R/ matrice époxy)

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

Dans notre cas on a pris des mesures données par la firme airbus, qui donne la quantité de résine par rapport à la surface comme suite : [6]

-375g de résine pour 1m<sup>2</sup> de tissu.

-Pour nos éprouvettes on a 06 couches de tissu de 0.0625m<sup>2</sup> chacune

- Donc il faut calculer la quantité de résine Q pour 0.375m<sup>2</sup> de résine.

$$Q_m = 0.375 \times 375$$

$$Q_m \approx 141g$$

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

$$Q_d = (15 \times 141) / 100$$

$$Q_d = 21g$$

$$Q_r = 140 - 21$$

$$Q_r = 119g$$

Les normes indiquent qu'il faut rajouter 20% du mélange, pour compenser la résine adhérente aux parois du récipient ce qui nous donne une quantité totale de matrice de :

$$Q_{tm} \approx 211g$$

$$Q_{tm} = 211g$$

#### **II.4.1.2 Orientation des fibres**

On a remarqué que dans les pièces réalisées avec un tissu unidirectionnel, et qui ont été traité sous vide avait une finition meilleur par rapport à celles laissées à l'aire libre, puisque les bulles d'aire ont été aspirer sur toute la surface. Alors on a préféré cette fois ci fabriquer deux types d'éprouvettes, qui ne sont pas traitées différemment, mais en changeant l'orientation des fibres en utilisant les angles  $0^\circ$  et  $45^\circ$  pour le premier type d'éprouvettes,  $0^\circ$  et  $90^\circ$  pour le deuxième type d'éprouvettes. Le stratifié réalisé est un stratifié symétrique.

#### **II.4.1.3 Procédés de fabrication**

Pour faciliter la tache et éviter les fausses manipulations qui peuvent endommager nos éprouvettes. Il existe une méthode qui consiste à imprégner le tissu avec de la résine avant de le découper, en suivant les étapes suivantes :

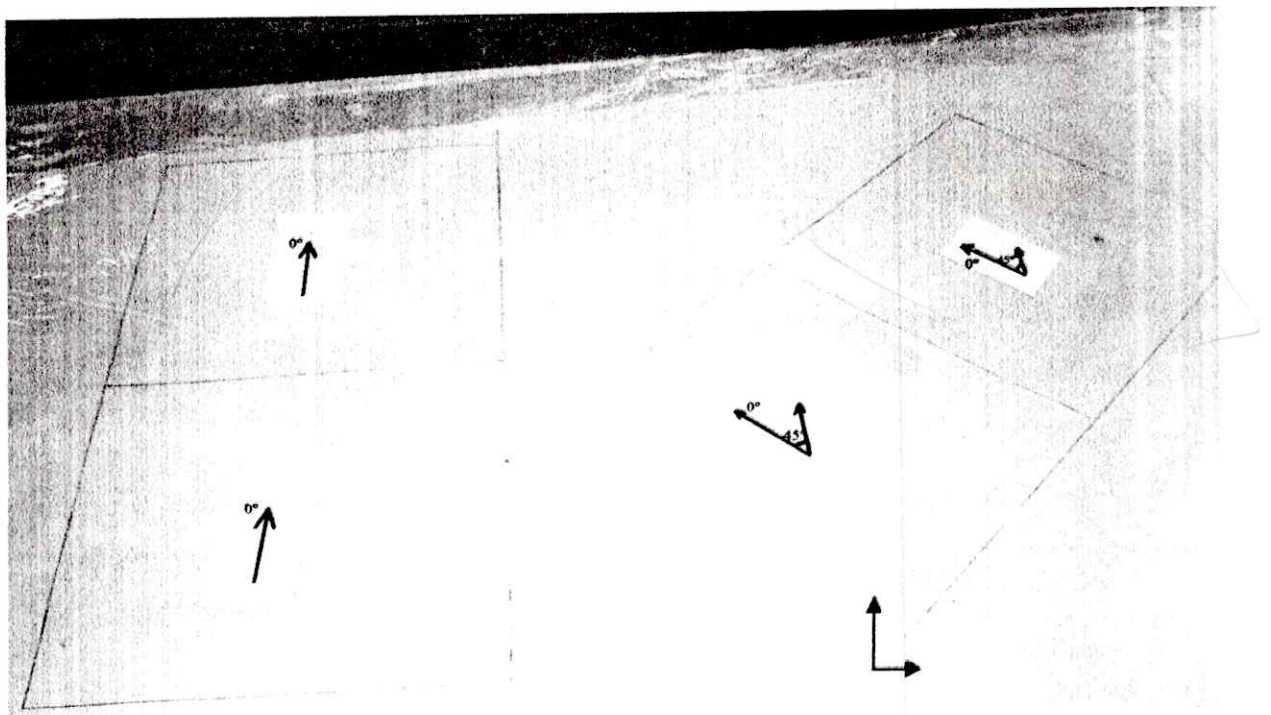
- Découper la surface nécessaire de tissu.
- Etaler notre résine mélanger avec le durcisseur sur du nylon.
- Poser le tissu sur le nylon, puis faire couler la quantité de résine nécessaire sur le tissu et répartir à l'aide d'un rouleau sur toute la surface, en prenant soin de ne pas laisser de zone sec.
- Recouvrir le tissu avec un autre bout de nylon ; qui a pour rôle de fixer le tissu et de l'empêcher de glisser lors du découpage.

Après toutes ces étapes, on a obtenu un tissu imprégné de résine prés à être utiliser et à être découper.

On trace sur le nylon 06 carrés de  $625 \text{ cm}^2$  chacun qui correspond au nombre de couches :

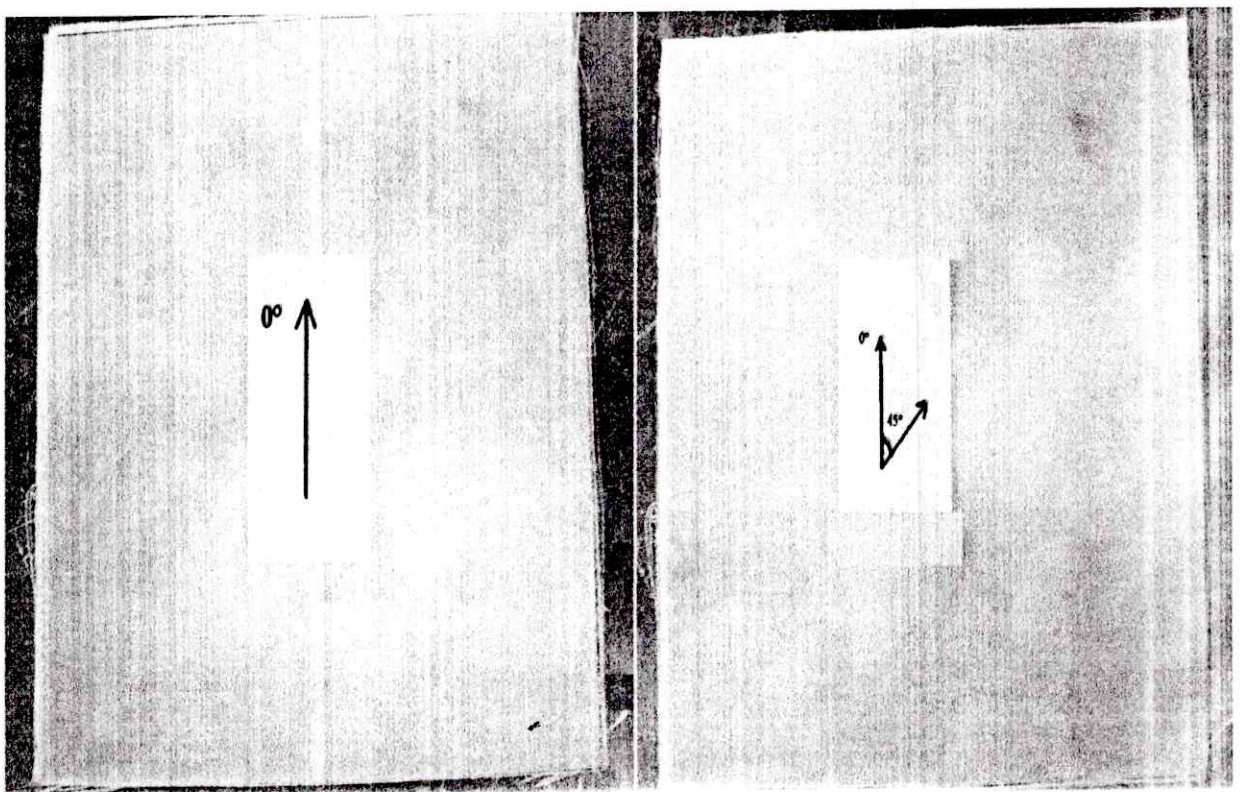
- 04 carrée (250mmx 250mm) qui prennent la direction  $0^\circ$  du tissu
- 02 carrés (250mmx 250mm) qui prennent un angle de  $45^\circ$ . (figure II.2)





**Figure II.4.** Tissu imprégné de résine prêt au découpage

Lorsque les carrés sont prêts on procède au découpage du tissu grâce à un ciseau, puis sur une plaque en aluminium droite on empile les couches les une sur les autre (figure II.3), en prenant soin de respecter l'ordre des couches (figure II.4).



**Figure II.5.** Empilement des couches de tissus  $0^\circ$  et  $45^\circ$



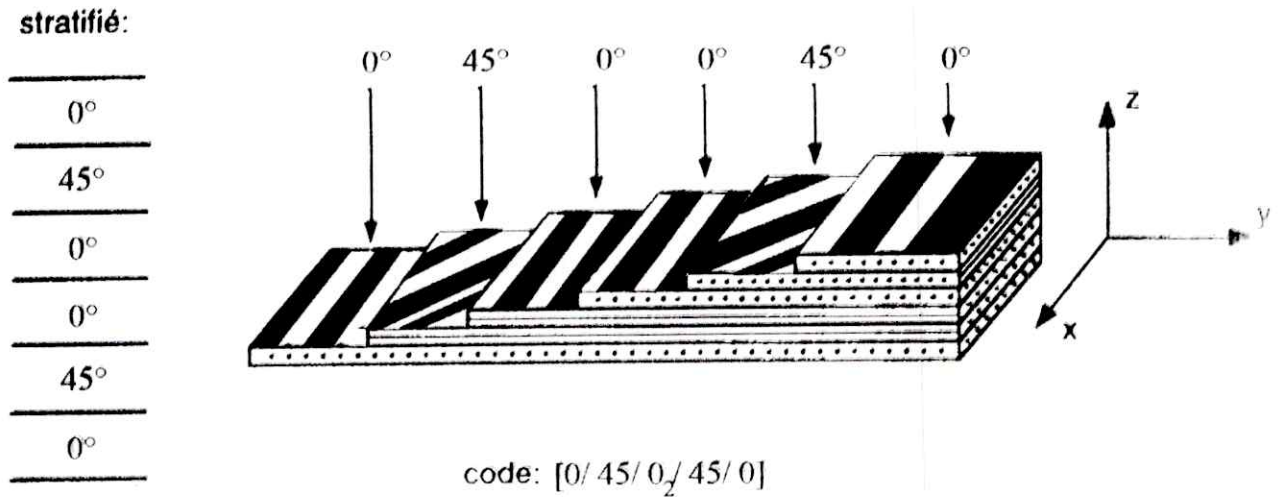


Figure II.6. Stratifié à 0° et 45°

Pour la fabrication des éprouvettes à 0° et 90°, on suit les mêmes procédures sauf à la place des carrés de 45°, on découpe 06 carrés à 0° et lors de l'empilement les couches à 90° sont perpendiculaire aux couches à 0° (figure II.5).

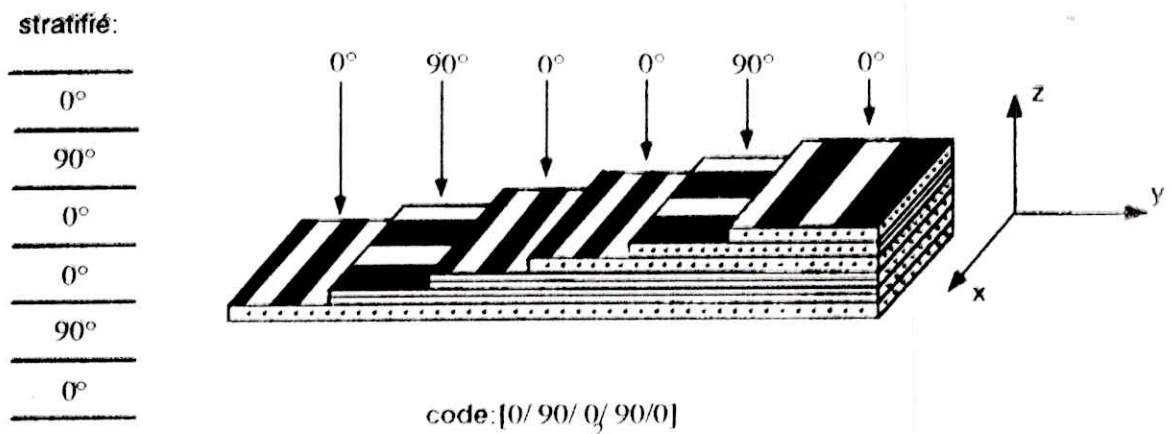


Figure II.7. Stratifié à 0° et 90°

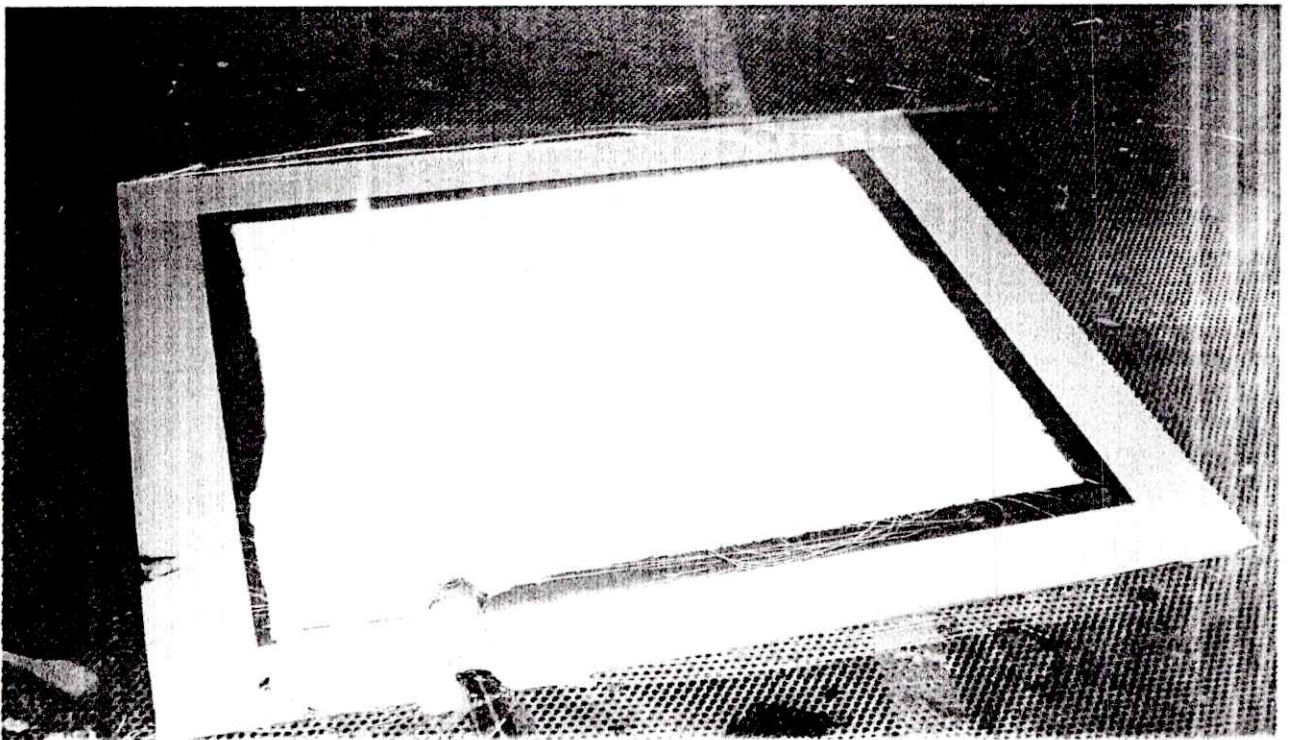
Une fois que les stratifiés prêts on les couvre avec les différents tissus cités au part avant : perforé, tissu d'arrachage et le tissu absorbant (figure II.5)



*Figure II.8. Succession des différents types de tissus*

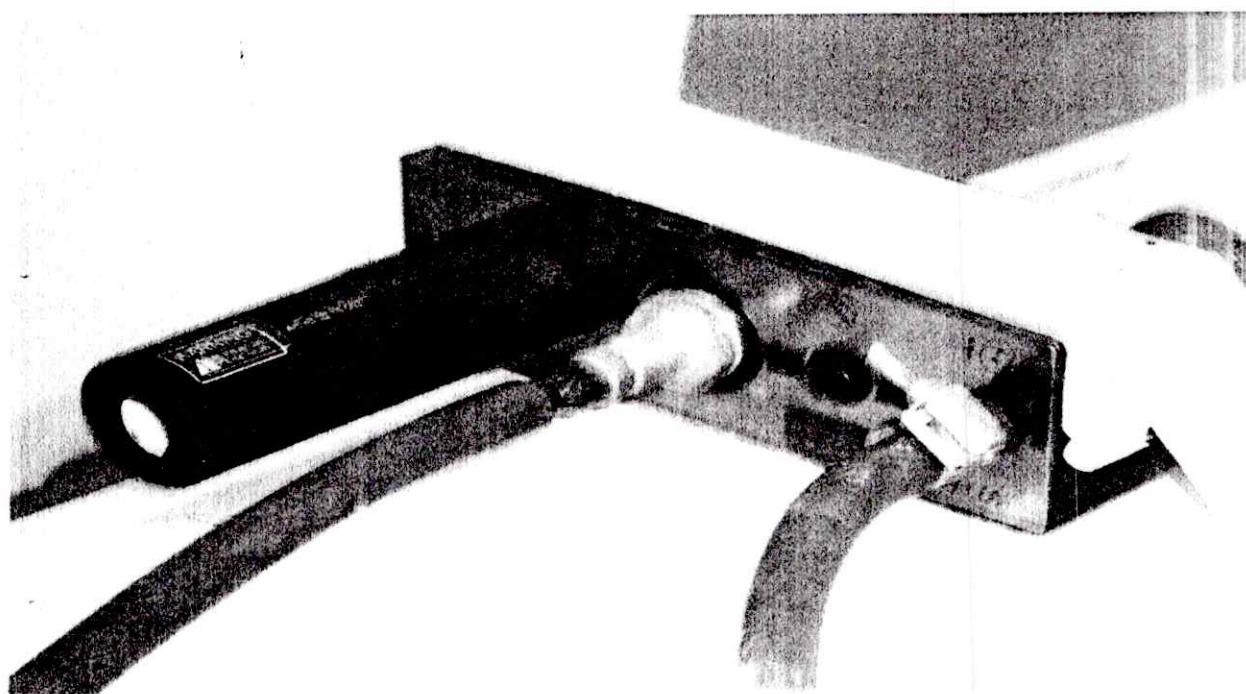
Après avoir couvert le stratifié on les branche avec la pompe à vide (figure II.5) et on laisse nos pièces à leurs états pendant trois jours selon les normes de séchage données par les fabricants de la résine.

Une fois les échantillons prêts on les découpe en petites éprouvettes dimensionnées selon les normes, grâce à une guillotine, puis on fixe les talons sur nos éprouvettes (Figure II.7).



*Figure II.9. Stratifié branché avec une pompe à vide*





*Figure II.10. Pompe à vide*

#### **II.4.2 Cycle de polymérisation**

La polymérisation de nos éprouvettes c'est faite à température ambiante comprise entre 25° et 28°C, pour éviter les contraintes résiduelles, ce qui aurait été le cas lors d'une polymérisation à 93°C.

#### **II.4.3 Fabrication et emplacement des tallons**

Le rôle des tallons en aluminium dans une éprouvette est de protéger cette dernière des contraintes qui peuvent être causées par la machine d'essai, car la machine est équipée de mors qui ont pour but de maintenir la pièce lors de l'essai, donc ces mors vont s'accrocher au tallons qui sont fixés à chaque extrémité de l'éprouvette (figure II.1) et (Figure II.7).

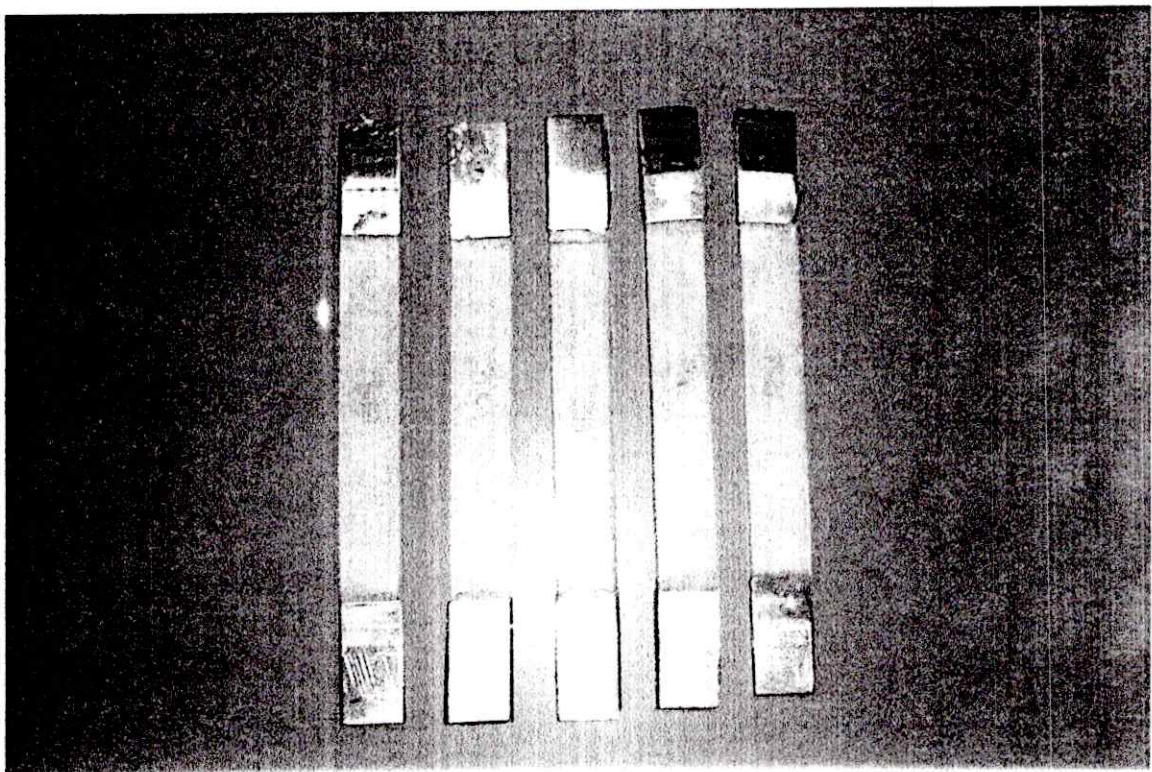
Les éprouvettes et les talons sont ponçés sur la surface de collage pour qu'il y ait une bonne adhérence de la résine, puis ils sont nettoyés avec un diluant pour enlever les impuretés qui peuvent être à l'origine d'un mauvais contact entre la colle et les surfaces à coller.



Pour favoriser l'opération, un tissu imprégné de résine est mis entre les deux surfaces à coller.

	Eprouvette type 1	Eprouvette type 2
Code	[0/90/0 <sub>2</sub> /90/0]	[0/45/0 <sub>2</sub> /45/0]
Traitement	Sou vide	Sou vide
Nombre de couche	6	6
Épaisseur finale (mm)	2	2
Nombre d'éprouvettes	5	5

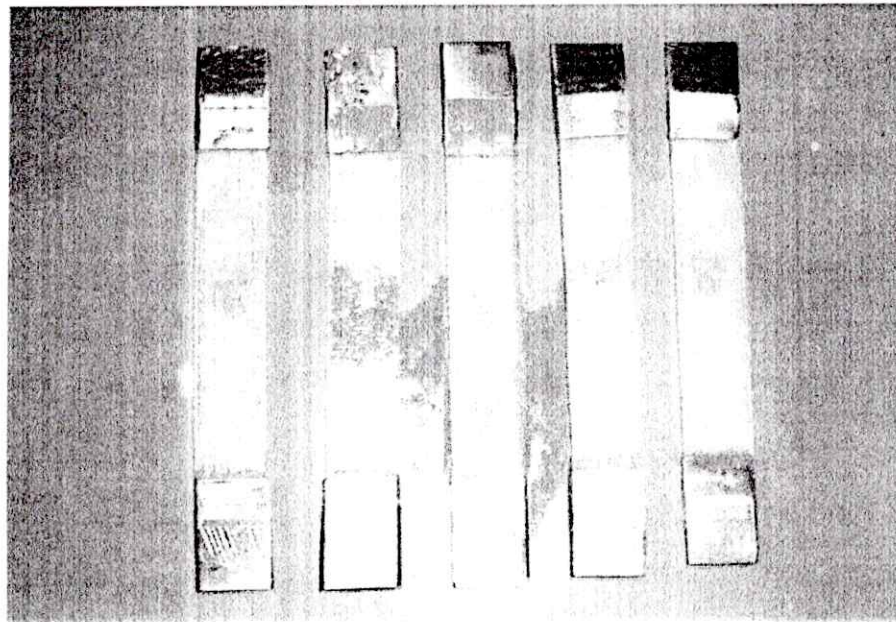
*Tableau II.4. Eprouvettes obtenues avec renfort Bidirectionnel*



*Figure II.11. Eprouvettes finale type 1*

#### II.4.4 Analyse

Contrairement aux éprouvettes réalisées avec un tissu unidirectionnelle, celles-ci présentent une uniformité sur toute la surface, donc ces éprouvettes sont choisies pour subir des essais mécaniques, ces essais qui feront l'objet du chapitre suivant.



*Figure II.12. Epreuves finales type 2*

#### II.4.5 Conclusion 2

Nous terminons ce chapitre en mettant en place un organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés qu'on a déduit à partir des différentes observations et analyse constatées au cours de la réalisation des éprouvettes.



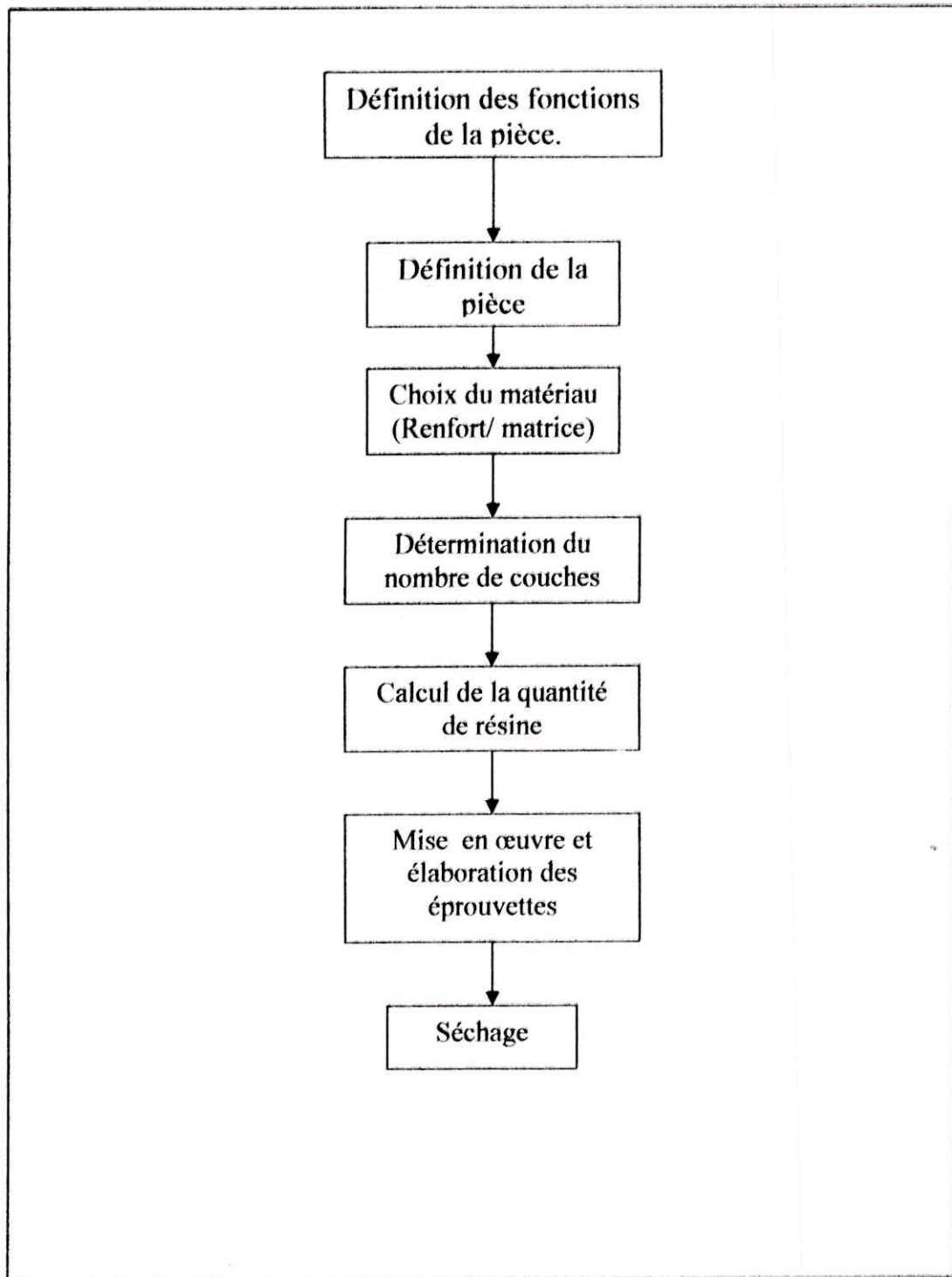


Figure II.13. Organigramme pour la technologie de fabrication des stratifiés



## CHAPITRE III

# ANALYSE EXPERIMENTALE

### III.1 Introduction

Ce chapitre est une description de l'analyse expérimentale et un suivi progressif du comportement mécanique (charges- déformations) des éprouvettes jusqu'à la rupture.

Les éprouvettes à renfort tissu réalisées et décrites dans le chapitre II, vont être soumises à des essais de traction longitudinale.

Les résultats des essais obtenus, sont donnés sous formes de graphes ce, qui nous permettra d'observer les réactions des éprouvettes aux charges subites.

### III.2 But de la manipulation

Le but de nos essais est :

- L'étude de la résistance en traction longitudinale suivant les charges ; tout en gardant la vitesse de déplacement constante
- La Comparaison entre les résultats des deux types d'éprouvettes ; type I et type II et de désigner celle qui a la meilleure résistance à la traction longitudinale.

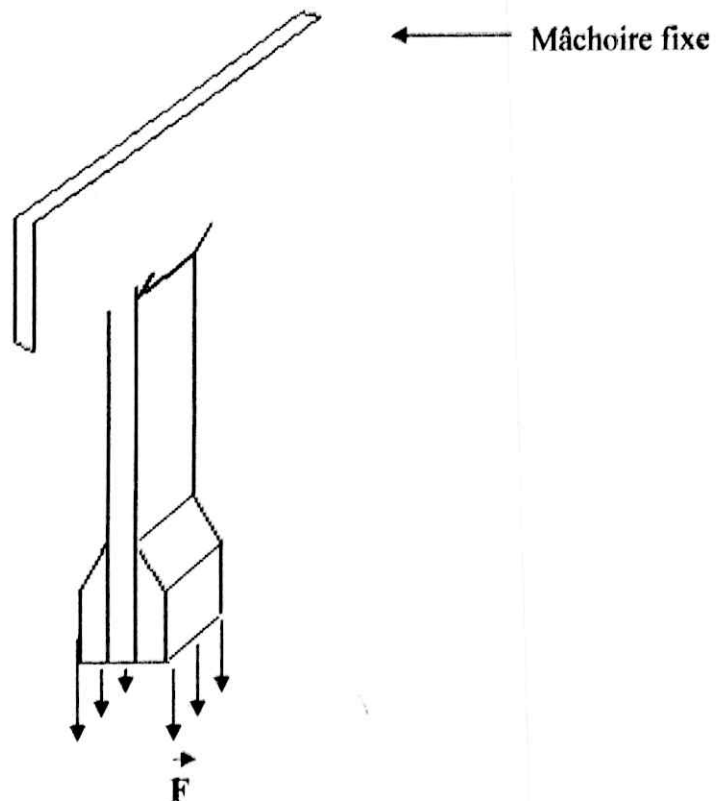
### III.3 Principe de la manipulation

Les éprouvettes sont soumises à un effort de traction  $F$  exercé à une vitesse constante dans un sens longitudinal jusqu'à la rupture éventuelle (Figure III.1).

#### III.3.1 Conditions d'essai

Pour ne pas porter atteinte à nos éprouvettes et afin d'obtenir des résultats fiables, nous nous sommes soumis aux conditions suivantes :

- Une température d'essai ambiante comprise entre 25°C-28°C.
- Une vitesse de déplacement des mors constante (1mm/mn)
- Un montage ajusté des éprouvettes sur les mors.



*Figure III.1. Efforts exercés sur l'éprouvette*

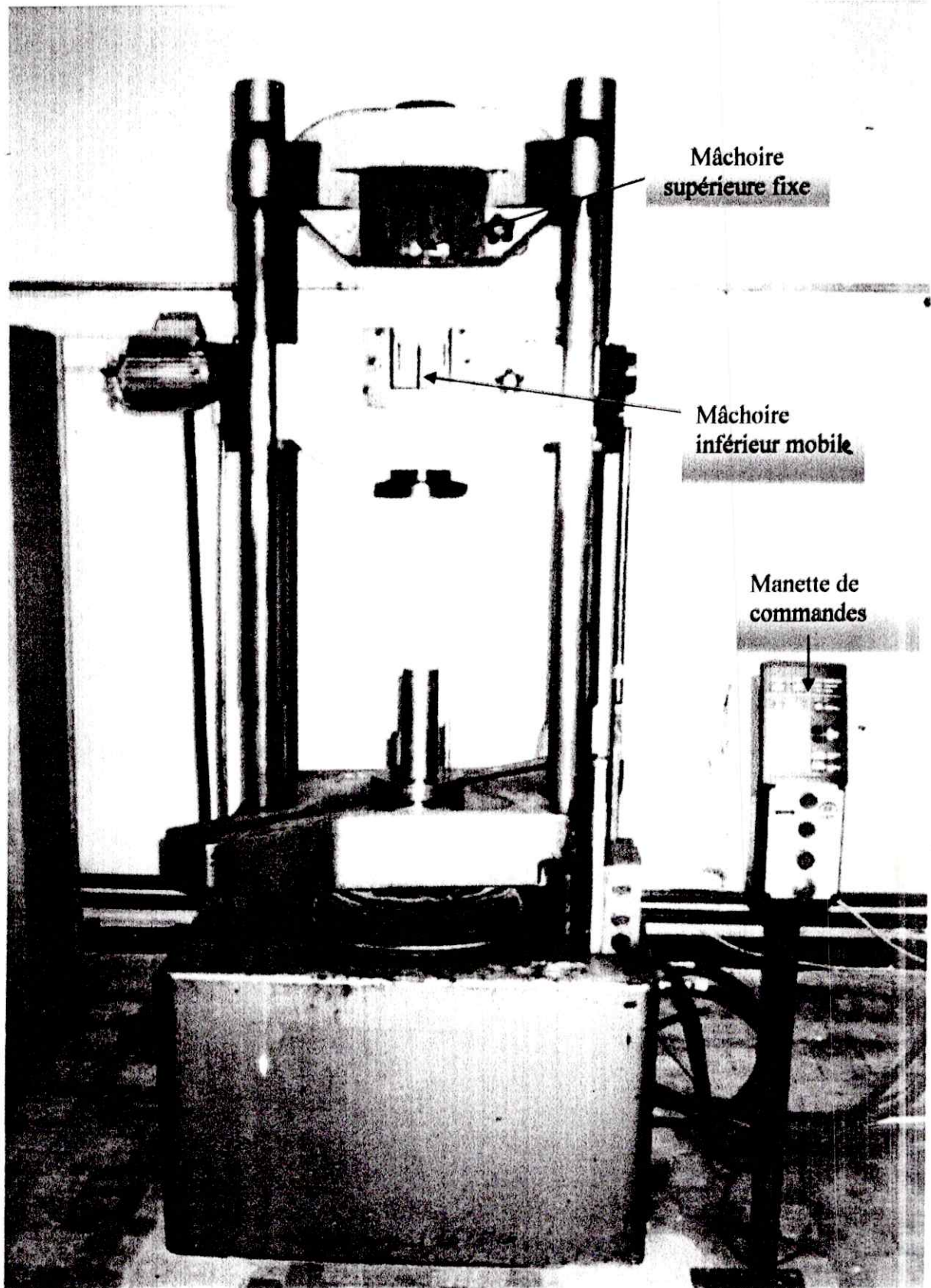
### **III.3.2 Appareillage**

La machine utilisée, est une machine **INSTRON MAB 40**, elle est destinée à l'étude des propriétés de matériau en traction et en compression (fig.III.2).

Elle est caractérisée par un bâti d'essai pouvant mettre en œuvre une force maximale de 40tonne. Cette machine est aussi reliée à un logiciel de pilotage électronique **MERLIW IV**

Les éprouvettes sont maintenues entre deux mors, pour nos tests ; la traction est exercée par la traverse inférieure, tout en gardant la traverse supérieure fixe.





*Figure III.2. Machine de traction ; compression INSTRON MAB 40*



### III.4 Procédure d'essais

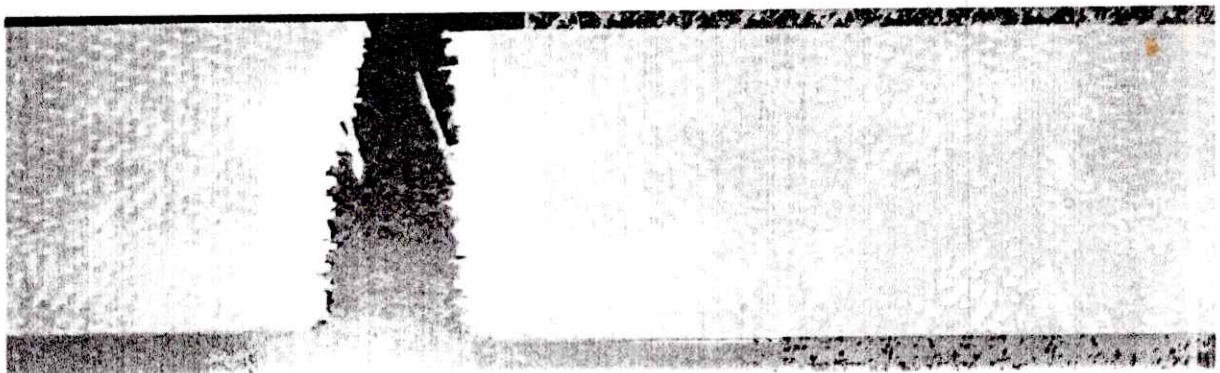
#### III.4.1 Essais de traction sur les éprouvettes de type 1

On commence les essais sur les éprouvettes l'une après l'autre, tout en gardant à chaque reprise la vitesse de déplacement constante 1mm/mn (à l'exception de l'essai 1 où la vitesse de déplacement est de 4mm/mn), avec une bonne fixation des éprouvettes entre les mors de la machine tractive en position longitudinale.

En exerçant des contraintes jusqu'à la rupture éventuelle ; on peut résumer nos résultats dans le tableau suivant :

Essais	Charge de rupture (KN)	Contrainte à la rupture $\sigma_a$ (Gpa)	Allongement à la rupture	
			mm	%
1 ( $v=4\text{mm/mn}$ )	11.84	0.236	6.21	3.97
2	6.284	0.125	2.94	1.92
3	7.644	0.152	2.96	1.93
4	6.581	0.131	5.01	3.23
5	8.061	0.161	5.62	3.61

*Tableau III.1: résultats 1 des tests de traction pour les éprouvettes type 1*



*Figure III.3. Zone de rupture de l'éprouvette*

**III.4.1.1 Calcul des contraintes**

- Les charges à la rupture et les allongements à la rupture sont donnés dans les courbes allongements – charges (figure III.3 à figure III.7)
- L'allongement à la rupture A% est donné par :

$$A \% = (L_f - L_i) / L_i \quad (III.1)$$

$L_i$  : longueur initiale de l'éprouvette.

$L_f$  : longueur finale de l'éprouvette après allongement.

- La contrainte est donnée par :

$$\sigma = F / S \quad (III.2)$$

F : Charge exercée

S : Aire de la section droite

Le calcul de l'allongement et des contraintes à la rupture nous donne le tableau suivant

Essais	$L_i$ (mm)	$L_f$ (mm)	A %	Charge de rupture (KN)	Section ( $mm^2$ )	Contrainte à la rupture (Gpa)
1 (v=4mm/mn)	150	156.21	3.97	11.84	50	0.236
2	150	152.94	1.92	6.284	50	0.125
3	150	152.96	1.93	7.644	50	0.152
4	150	155.01	3.23	6.581	50	0.131
5	150	155.62	3.61	8.061	50	0.161

**Tableau III.2.** Résultats 2 des tests de traction pour les éprouvettes *type I*

- En appliquant des charges différentes de (0 à 8.061KN) ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 5.62mm, juste après on observe une rupture de l'éprouvette.

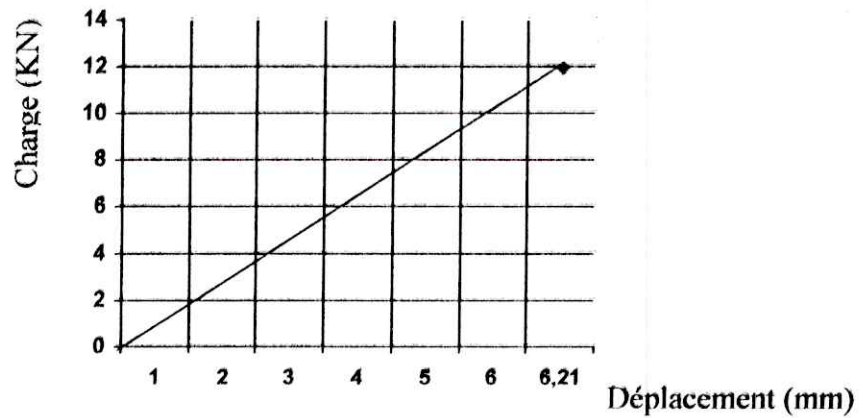


Figure III.3 Essai 1 : éprouvette type I

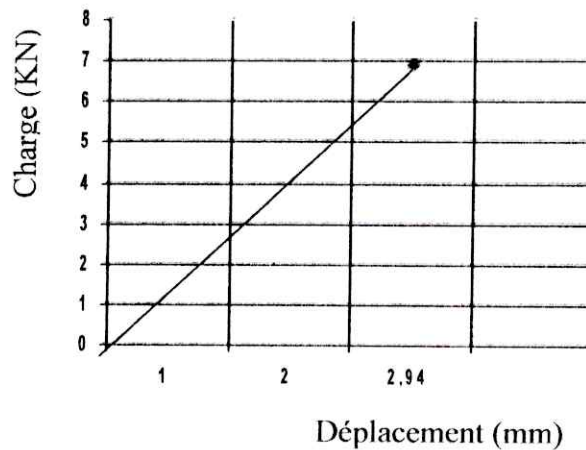


Figure III.4 Essai 2 : éprouvette type I

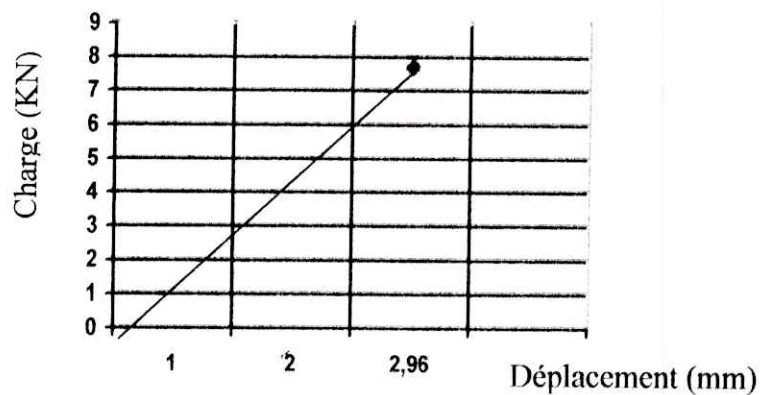


Figure III.5 Essai 3 : éprouvette type I



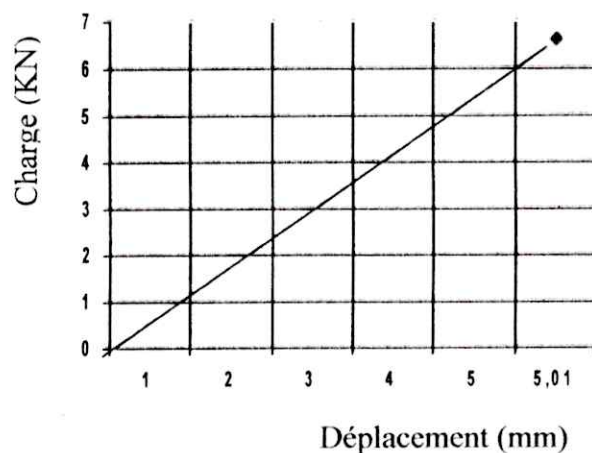


Figure III.6. Essai 4 : éprouvette type I

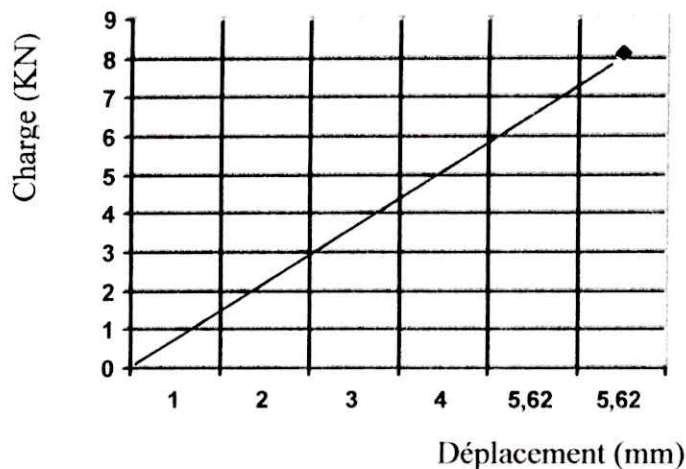


Figure III.7 Essai 5 : éprouvette type I

#### Conclusion 01 :

Les charges appliquées sur les éprouvettes de type 1 ; sont pratiquement dans le même interval

. L'augmentation de la déformation est linéaire avec la charge appliquée

Notons bien que la charge à la rupture maximum qui a été appliquée à une vitesse de 4mm/mn et qui est de 11.84 KN nous a donné un allongement max de 6.21mm. Donc la vitesse déplacement influx sur la valeur de la charge à la rupture.

#### III.4.2 Essais de traction sur les éprouvettes de type 2

Les mêmes tests sont effectués sur les éprouvettes de type 2, avec des charges exercées jusqu'à la rupture. Les résultats sont résumés dans le tableau suivant :

Essais	Charge de rupture (KN)	Contrainte à la rupture $\sigma_a$ (Gpa)	Allongement à la rupture	
			mm	%
1	6.217	0.124	2.43	1.59
2	5.428	0.108	3.56	2.31
3	5.236	0.104	2.84	1.85
4	6.114	0.122	3.61	1.96
5	4.231	0.084	2.13	1.40

**Tableau III.3.** Résultats 3 des tests de traction pour les éprouvettes *type2*

#### III.4.2.1 Calcul des contraintes

En appliquant les équations, (III.1) pour le calcul des allongements et (III.2) pour le calcul des contraintes à la rupture, on obtient le tableau suivant :

Essais	$L_i$ (mm)	$L_f$ (mm)	A %	Charge de rupture (KN)	Section (mm <sup>2</sup> )	Contrainte à la rupture (Gpa)
1	150	152.43	1.59	6.217	50	0.124
2	150	153.56	2.31	5.428	50	0.108
3	150	152.84	1.85	5.236	50	0.104
4	150	153.61	2.35	6.114	50	0.122
5	150	152.13	1.40	4.231	50	0.084

**Tableau III.4** Résultats 4 des tests de traction pour les éprouvettes *type2*

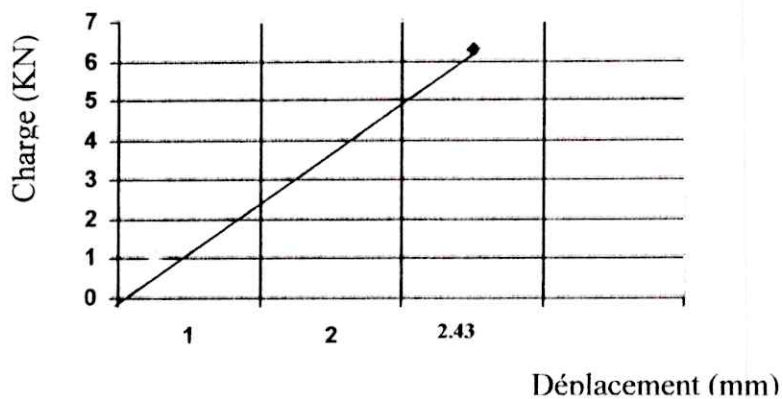
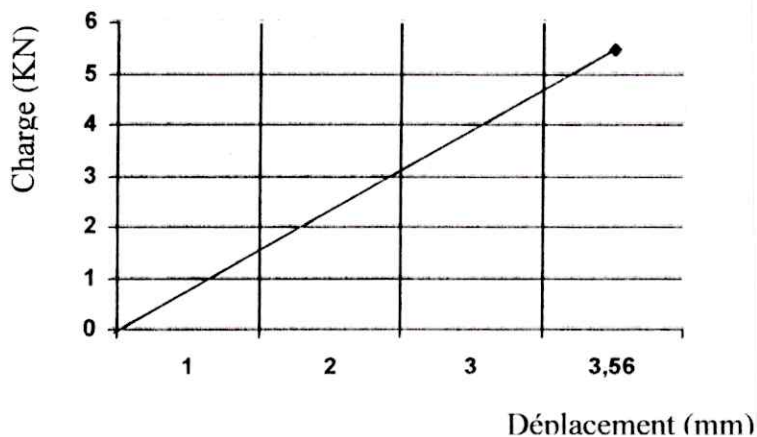
L'évaluation du déplacement en fonction de la charge appliquée est donnée par les cinq graphes qui suivent :

**Graphe n 06 :** (Figure III.8 Essai 1)

- C'est une courbe pratiquement linéaire; donnée par l'équation  $Y=2.55X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 6.217KN) la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 2.43mm, juste après on a une rupture de notre éprouvette.

**Graphe n 07 :** (Figure III.9 Essai 2)

- C'est une courbe pratiquement linéaire, donnée par l'équation  $Y=1.52X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 5.428KN) la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 3.56mm, juste après on a une rupture de notre éprouvette.

*Figure III.8. Essai 1 éprouvette type2**Figure III.9 Essai 2 éprouvettes type2*



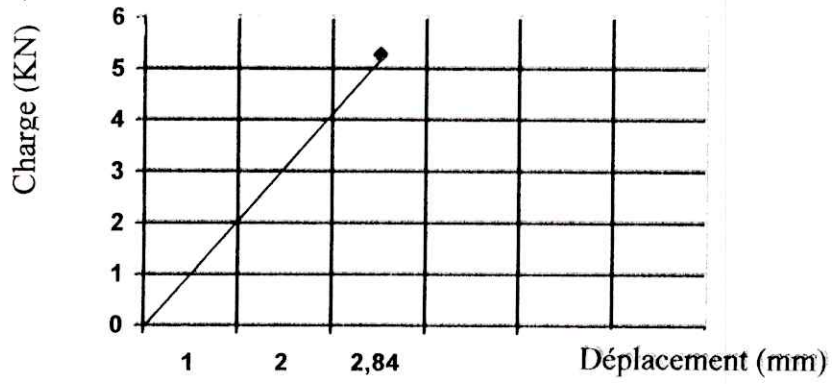


Figure III.10 Essai 3 éprouvettes type2

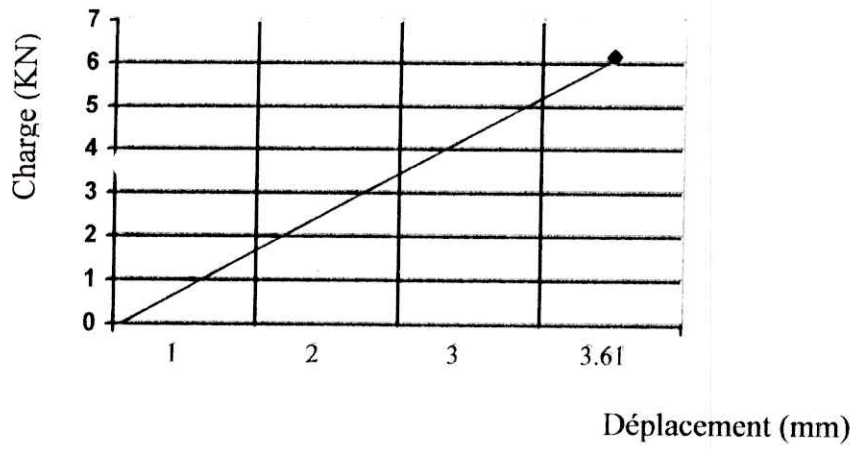


Figure III.11 Essai 4 éprouvettes type2

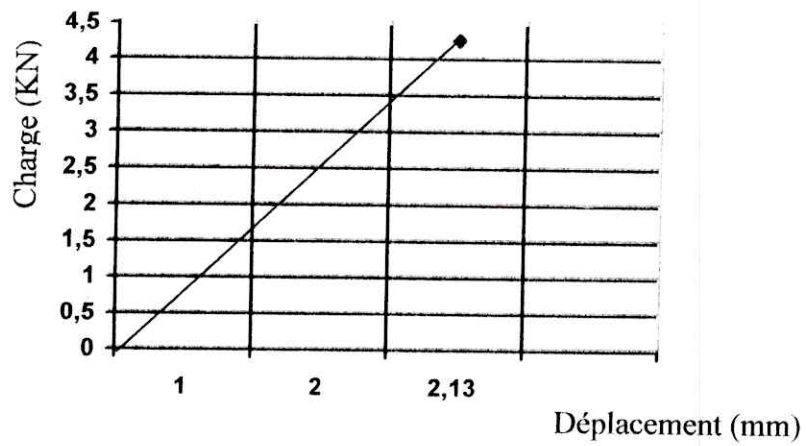


Figure III.12 Essai 5 éprouvettes type2

**Graphe n 08 :** (Figure III.10 Essai 3)

- C'est une courbe pratiquement linéaire; donnée par l'équation  $Y=1.84X$
- En appliquant des charges différentes de (0 à 5.236KN) ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 2.84mm, juste après on a une rupture de notre éprouvette.

**Graphe n 09 :** (Figure III.11 Essai 4)

- C'est une courbe pratiquement linéaire; donnée par l'équation  $Y=2.03X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 6.114KN) ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 3.01mm, juste après on a une rupture de notre éprouvette.

**Graphe n 10 :** (Figure III.12 Essai 5)

- C'est une courbe pratiquement linéaire; donnée par l'équation  $Y=1.98X$ .
- En appliquant des charges différentes de (0 à 4.231KN) ; la déformation de l'éprouvette augmente jusqu'à une valeur maximum de 2.13mm, juste après on a une rupture de notre éprouvette.

**III.5 Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 1****Calcul de  $\epsilon_l$** 

D'après l'équation (I.1)

$$\epsilon_l = \Delta L / L$$

 $L$  : longueur initiale de l'éprouvette. $\Delta L$  : la valeur moyenne des déformations avec  $\Delta L = \frac{1}{n} \sum_{i=2}^5 \Delta L_i / 4$ 

$$\epsilon_l = 4.132 / 250$$

$$\epsilon_l = 0.016$$

**Calcul des contraintes**

D'après l'équation (I.2) les déformations dans la fibre et la matrice sont les mêmes

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_l$$

D'après l'équation (I.3)

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_l = 86.10^3 \times 0.016$$

$\sigma_f$ : contrainte de la fibre

$\sigma_m$ : contrainte de la matrice

D'où

$$\sigma_f = 1376 \text{ Mpa}$$

D'après l'équation (I.4)

$$\sigma_m = E_m \varepsilon_l = 3.5.10^3 \times 0.016$$

D'où :

$$\sigma_m = 56 \text{ Mpa}$$

Dans tableau III.6 sont regroupées les valeurs des résistances à la traction de la matrice et des fibres expérimentales obtenues comparées avec les valeurs données dans certaines références [8] [1], on remarque que la contrainte  $\sigma_m$  de la matrice est supérieure à la résistance à la traction de la matrice epoxy par contre la contrainte à la rupture du verre  $R_n$  n'est pas atteinte.

On déduit donc qu'il y a eu rupture de la matrice en premier puis rupture des fibres.

**Calcul du module d'Young longitudinal  $E_l$  à la rupture**

La contrainte moyenne est liée à la déformation par le module d'Young longitudinale

D'après l'équation (I.5)

$$\sigma_l = E_l \varepsilon_l$$

$$E_l = \sigma_l / \varepsilon_l$$

5

$\sigma_l$ : la valeur moyenne des contraintes à la rupture avec :  $\sigma_l = \sum_{i=2}^5 \sigma_i / 4$

i=2



D'où

$$E_l = 8918.75 \text{ MPa}$$

		Modules	
<b>Fibres de verre R</b>	$E_f$ (GPa)		86
	$\nu_f$		0.22
	$G_f$ (GPa)		35.2
<b>Matrice époxy</b>	$E_m$ (GPa)		3.45
	$\nu_m$		0.35
	$G_m$ (GPa)		1.33

**Tableau III.5 :** Tableau d'élasticité de la fibre de verre R et de la matrice époxy [1]

		Valeurs [8] [1]	Valeurs expérimentales
Fibres de verre R	$\sigma_f$ (MPa)	4400	13760
Matrice époxy	$\sigma_m$ (MPa)	50-80	56
verre R/ époxy	$E_l$ (MPa)	53000	8918.75

**Tableau III.6 :** Tableau comparatif éprouvette type 1

On remarque que le  $E_l$  epoxy/verre à la rupture a chuté de 16.82%, nous avons donc une dégradation du module de Young, d'où une dégradation des caractéristiques mécanique qui fragilise le matériau et conduit à la rupture de l'éprouvette.

$$\sigma_{cu} = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f) \quad (\text{III.1})$$

La contrainte à la rupture du stratifié type 1 est donc :  $\sigma_{cu} = 980 \text{ MPa}$

### III.6 Caractérisation expérimentale des éprouvettes type 2

#### Calcul de $\epsilon_l$

D'après l'équation (I.1)  $\epsilon_l = \Delta L / L$

$L$  : longueur initiale de l'éprouvette.

$\Delta L$  : la valeur moyenne de la déformation avec  $\Delta L = \sum_{i=2}^5 \Delta L_i / 4$

$$\epsilon_l = 3.58 / 250$$

$$\epsilon_l = 0.014$$

#### Calcul des contraintes

D'après l'équation (I.2) les déformations dans la fibre et la matrice sont les mêmes

$$\epsilon_f = \epsilon_m = \epsilon_l$$

D'après l'équation (I.3)

$$\sigma_f = E_f \epsilon_l = 86.10^3 \times 0.014$$

D'où

$$\sigma_f = 1231.52 \text{ Mpa}$$

D'après l'équation (I.4)

$$\sigma_m = E_m \epsilon_l = 3.5.10^3 \times 0.014$$

D'où

$$\sigma_m = 50.12 \text{ Mpa}$$

Dans tableau III.6 sont regroupées les valeurs des résistances à la traction de la matrice et des fibres expérimentales obtenues comparées avec les valeurs données dans certaines références [8] [1], on remarque que la contrainte  $\sigma_m$  de la matrice est supérieure à la résistance à la traction de la matrice epoxy par contre la contrainte à la rupture du verre  $R$  n'est pas atteinte.

On déduit donc qu'il y a eu rupture de la matrice en premier puis rupture des fibres.

**Calcul du module de Young longitudinale  $E_l$  à la rupture :**

La contrainte moyenne est liée à la déformation par le module d'Young longitudinale

D'après l'équation (I.5)  $\sigma_l = E_l \varepsilon_l$

$$E_l = \sigma_l / \varepsilon_l$$

$$E_l = 11499.99 \text{ MPa}$$

		Valeurs [8] [1]	Valeurs expérimentales
Fibres de verre R	$\sigma_f$ (MPa)	4400	1231.52
Matrice époxy	$\sigma_m$ (MPa)	50-80	50.1
verre R/ époxy	$E_l$ (MPa)	53000	11499.99

**Tableau III.7.** Tableau comparatif éprouvette type 2

On remarque que le  $E_l$  epoxy/verre à la rupture a chuté de 21.69%, nous avons donc une dégradation du module de Young, d'où une dégradation des caractéristiques mécanique qui fragilise le matériau et conduit à la rupture de l'éprouvette.

$$\sigma_{cu} = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$$

La contrainte à la rupture du stratifié type 1 est donc :  $\sigma_{cu} = 878.29 \text{ MPa}$

**III.7 Calcul du module de Young longitudinal de l'éprouvette :**

$E_l$  de l'éprouvette :

D'après l'équation (I.7)

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$



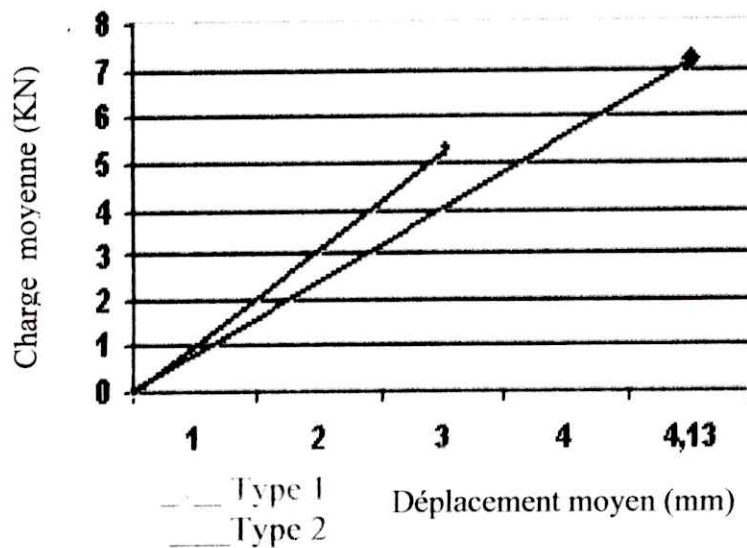


Figure III.5. Graphe comparatif

On remarque que la charge moyenne à la rupture des éprouvettes de type 2 est inférieure à la charge moyenne des éprouvettes de type 1

On déduit donc que les éprouvettes [0/45/0<sub>2</sub>/45/0] sont moins résistantes à la rupture que les éprouvettes [0/90/0<sub>2</sub>/90/0]

### III.8 Calcul des différents modules et coefficients :

#### III.8.1 Module d'Young transversal

D'après l'équation (I.13)

$$1/E_T = (V_f / E_f) + (1 - V_f) / E_m$$

$$1/E_T = (0.7 / 86000) + (0.3 / 3500)$$

D'où

$$E_T = 0.010 \text{ Mpa}$$

**III.8.2 Coefficient de Poisson**

D'après l'équation (I.14)

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + V_m (1 - V_f)$$

$$\nu_{LT} = (0.22 \times 0.7) + 0.35 (1 - 0.7)$$

D'où

$$\nu_{LT} = 0.244$$

**III.8.3 module de cisaillement**

D'après l'équation (I.20)

$$G_{TT} = G_m / [1 - \nu_f (1 - (G_m / G_{fTT}))]$$

D'où

$$G_{TT} = 8462 \text{ Mpa}$$

**III.8.4 Coefficient de Poisson**

D'après l'équation (I.19)

$$\nu_{TT} = E_T / (2G_{TT}) - 1$$

D'où

$$\nu_{TT} = 0.62$$

**III.8.5 Coefficient de cisaillement**

D'après l'équation (I.18)

$$1/G_{LT} = [V_f/G_f] + [(1 - V_f) / G_m] \quad (\text{III.12})$$

$$1/G_{LT} = 0.019 + 0.225$$

D'où

$$G_{lt}' = 4098.36 \text{ Mpa}$$

<b>Modules</b>	<b>Eprouvette type1</b>	<b>Eprouvette type2</b>
<b><i>El à la rupture (Mpa)</i></b>	8918.75	11499.99
<b><i>El (Mpa)</i></b>	61250	61250
<b><i>Et (Mpa)</i></b>	0.010	0.010
<b><i>G<sub>lt</sub>' (Mpa)</i></b>	8462	8462
<b>Coefficients</b>		
<b><i>G<sub>lt</sub>'</i></b>	4098.36	4098.36
<b><i>ν<sub>lt</sub>'</i></b>	0.62	0.62
<b><i>ν<sub>lt</sub>'</i></b>	0.244	0.244
<b>σ rupture (Mpa)</b>	980	878.29

**Tableau III.9.** Tableau des modules et coefficients des éprouvettes

Dans le cas des deux éprouvettes la rupture a eu lieu dans la matrice en premier, donc la matrice n'a pas permis dans ce cas de bénéficier totalement du renfort des fibres. Cela est sûrement dû à un excès de résine qui a été enlevé d'une quantité supérieure à celle qu'il fallait, lors de la dernière étape de la réalisation des éprouvettes.



## CHAPITRE VI

### Conclusion

La fabrication des éprouvettes en composites nous a révélé que leurs fabrications est une technologie à part. La méthode d'élaboration des éprouvettes de ce travail qui est une initiation à cette technologie de fabrication peut apporter une contribution utile à la fabrication des plaques composites.

Néanmoins les composites sont caractérisés par une forte hétérogénéité sur le plan microscopique et une anisotropie prononcée sur le plan macroscopique ; il en résulte que l'étude de leurs propriétés mécanique par l'approche expérimentale reste difficile

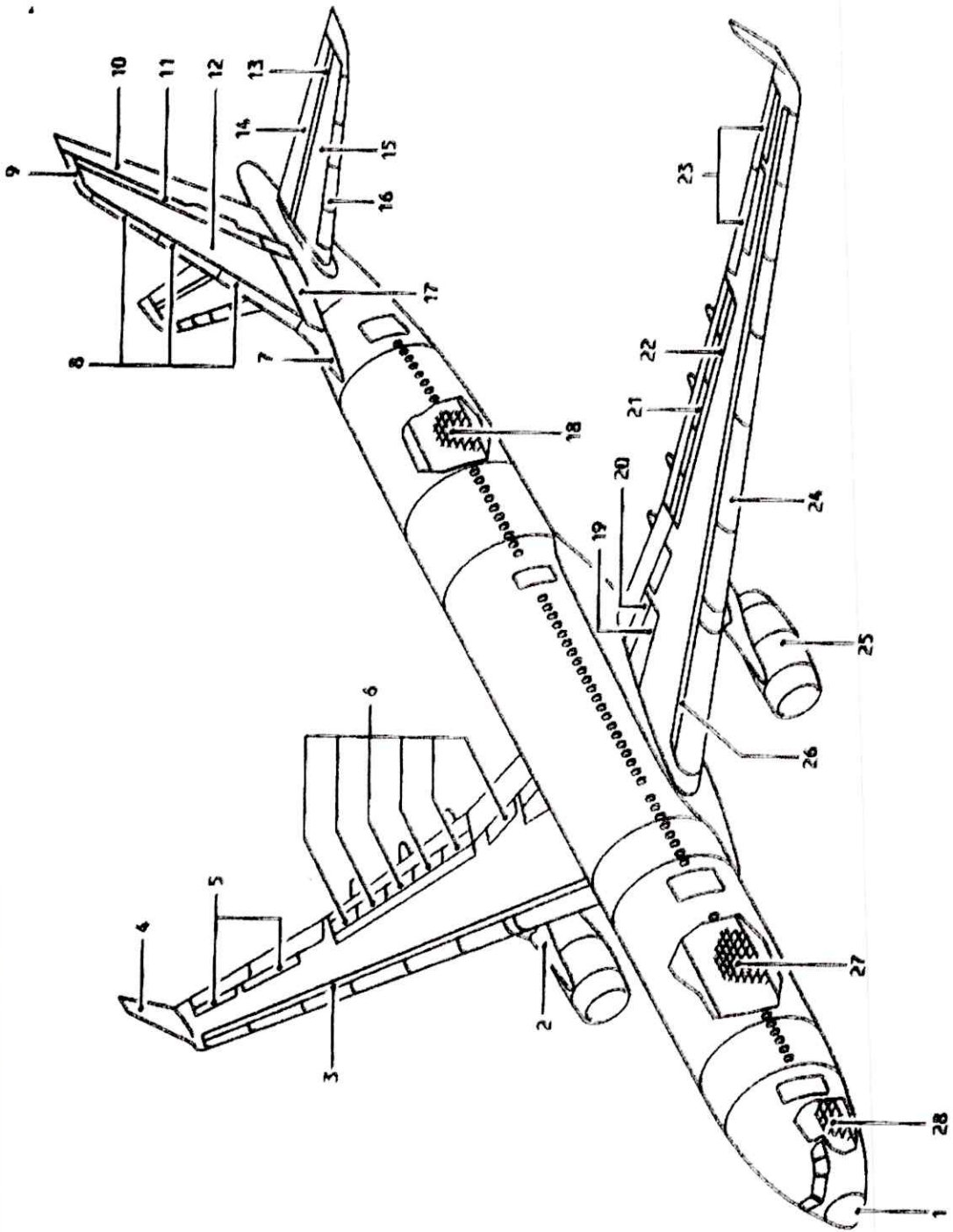
La mise en œuvres des stratifiés et les analyses effectuées sur ces éprouvettes nous permettent d'établir les conclusions suivantes :

1. Il est nécessaire de faire des observations microscopiques précises sur la structure interne des éprouvettes afin de choisir les plus performantes.
2. La détermination des micro contrainte (fibre/ matrice), permet de mieux comprendre le mécanisme des déformations et des ruptures à l'intérieur des stratifiés, tel que la rupture du renfort ou de la matrice selon l'effort de traction.
3. Les stratifiés à  $[0/90/0]_s$  présentent de meilleurs caractéristiques que les stratifiés à  $[0/45/0]_s$ .
4. Les obstacles et les problèmes rencontrés au court de la fabrication des éprouvettes, permettront à l'avenir, dans le cadre d'une étude similaire d'orienter et de prédire le matériau et les modes d'élaboration adéquats pour l'obtention de bonnes éprouvettes.

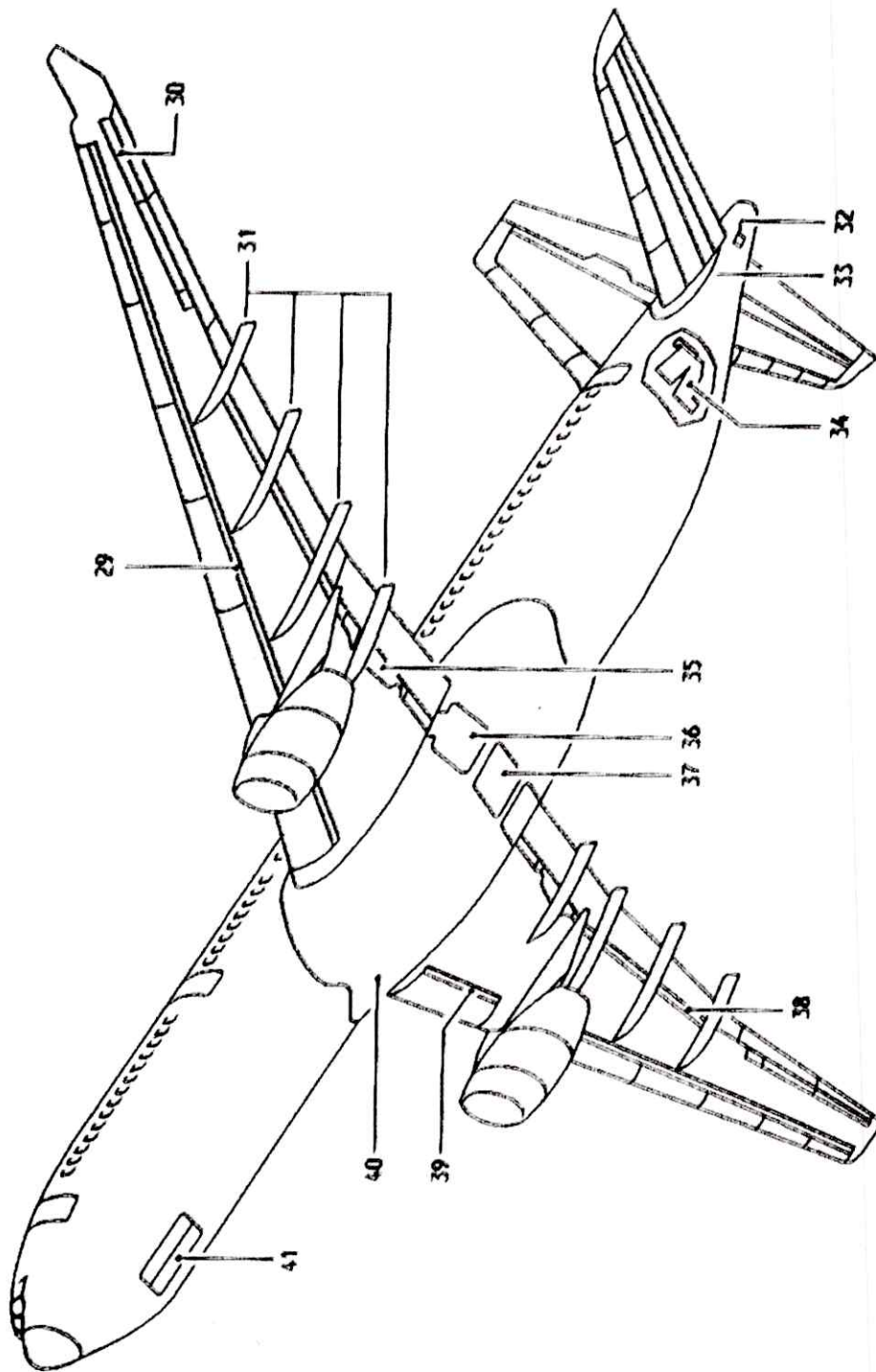
**Perspectives futures :** Comme continuité de ce travail il serait intéressant de voir l'effet d'autres paramètres sur le comportement de la structure, tel que le nombre de couches, et les différentes orientations d'empilement.



ANNEXE







	Compartiments	matériaux
1	Radôme	AFRP
2	Pylône	AFRP / GFRP
3	Principal bord extérieur	GFRP
4	Portes d'accès de saumon	CFRP / GFRP
5	Le rebord arrière lambrisse 2 et 4	CFRP
6	Spoiler	CFRP
7	Aileron dorsal	GFRP
8	Principal bord de stabilisateur vertical	GFRP
9	Bout de stabilisateur vertical	GFRP
10	Gouvernail de direction	CFRP / GFRP
11	Rebord arrière de stabilisateur vertical	GFRP
12	Boîte de longeron et de stabilisateur vertical	CFRP / GFRP
13	Rebord arrière horizontal	CFRP
14	Ascenseur	CFRP
15	Boîte de longeron et de stabilisateur horizontal	GFRP
16	Bord d'attaque du stabilisateur horizontal	CFRP
17	Capots de carénage	GFRP
18	Panneaux de plancher de compartiment de carlingue et de cargaison	GFRP
19	Panneau de débordement	CFRP
20	Boîte de monture	CFRP
21	Aileron extérieur	CFRP
22	Rebord arrière (peau et panneaux)	CFRP
23	Aileron	CFRP
24	Principal bord fixe	CFRP
25	Nacelles de moteur	◇
26	Principal bord intérieur	CFRP / GFRP
27	Carlingue et panneaux de plancher de soute	GFRP
28	Panneaux de plancher du compartiment d'habitacle et d'avionique	GFRP

29	Principal plancher extérieur d'accès de bord	CFRP / GFRP
30	Panneaux d'accès externes de rebord arrière	CFRP
31	Capots de carénage de voie d'aileron	CFRP
32	Porte d'accès du compartiment accessoire	GFRP
33	Tablier	CFRP
34	Panneaux d'entretien	GFRP
35	Panneaux d'accès intérieurs de rebord arrière	CFRP
36	Trappes de train d'atterrissage principal	CFRP
37	Trappes de train de ligne centrale	CFRP / GFRP

<2> Pour information se référer au manuel technique du fabricant de moteur

AFRP : Aramide Fabric Reinforced Plastic.

GFRP : Glass Fabric Reinforced Plastic.

CFRP : Carbone Fabric Reinforced Plastic.



# BIBLIOGRAPHIE

- [1]- Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structures.  
J-M Berthelot 3eme edition. 1999.
- [2]-Techniques des ingénieurs :  
\*Présentation des matériaux composites A 7790.  
\*Renfort en fibres de verre A 3237.
- [3]- Matériaux composites : introduction à l'usage des ingénieurs et techniciens.  
Tekneas .Septembre 1989.
- [4] Matériaux composites  
Daniel Gay Hermes 2<sup>eme</sup> édition. 1989 [5].
- [5]- Optimisation des surfaces de collage des composites stratifiés.  
Mémoire magistère. M r K. Sellami. Juin 2002.
- [6] - Manuel Air bus 330. structural repair manual edition2002
- [7] - Manuel Boeing 737- 400edition 2002
- [8] - Laminar composites  
George H. Staab

## المخلص

استعمال المواد المركبة يشهد تحسناً في مجال الصناعة الطيرانية. حيث كانت ذاتة ممتازة في اتجاه من الاتجاه الأخرى. تعاريف الشك الأول، سمعة بتعيين المقاومة للانكسار المتعددة و مفاتيح المرونة للمادة كما اتجاه الأربطة في الطبقات أحد بتعين الاختيار

## RESUME

L'utilisation des matériaux composites est de plus en plus utilisée dans la construction aéronautique. Leurs caractérisations permettent de prévoir leur comportement à long terme.

Des éprouvettes à renfort bidirectionnel en verre époxy ont été fabriquées. L'étude de ces éprouvettes soumises à des essais de traction longitudinale a permis de déterminer la résistance à la rupture, l'allongement et les modules d'élasticité du matériau. L'effet de l'orientation des couches a aussi été observé.

## ABSTRACT

The use of composite materials moreover is used in the aeronautical construction industry. Their characterizations make it possible to envisage their long-term behaviour.

Test-tubes with bidirectional reinforcement out of epoxy glass were manufactured. The study of these test-tubes subjected to longitudinal tensile tests made it possible to determine the breaking strength, the lengthening and the module of elasticity of material. The effect of the orientation of the layers was also observed.