

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

UNIVERSITE M'HAMED BOUGUERRA BOUMERDES



UNIVERSITE  
DE BOUMERDES

UNIVERSITE DE BOUMERDES  
FACULTE DES SCIENCES  
DE L'INGENIEUR.  
DEPARTEMENT DE GENIE DES  
MATERIAUX  
LABORATOIRE DES MATERIAUX  
MINERAUX ET COMPOSITES  
(LMMC)



MEMOIRE DE MAGISTER

SPECIALITE : SCIENCES ET GENIE DES MATERIAUX

Option : Physique et Mécanique des Matériaux

Présenté par :

M<sup>lle</sup> : BOUNADJA AICHA

**THEME**

*Etude expérimentale du comportement mécanique des stratifiés à renfort métallique sollicités en flexion 3 points.*

Soutenu publiquement le :

devant le jury composé de :

Pr. Abadlia.M.	Professeur. Université de Boumerdès.	Président
Pr. Bezzazi.B.	Professeur. Université de Boumerdès.	Rapporteur
Dr. Ait Tahar.K.	Maître de conférences. Université de Tizi Ouzou.	Examineur
Dr. Meddahi.A.	Maître de conférences. Université de Boumerdès.	Examineur
Dr. Zerizer.A.	Maître de conférences. Université de Boumerdès.	Examineur

**Boumerdès 2006**

## Résumé :

Le travail proposé s'intéresse à l'étude expérimentale du comportement mécanique des stratifiés sollicités en flexion trois points. Les stratifiés sont constitués d'un renfort métallique et d'une matrice en résine époxyde. Le travail consiste à la préparation des stratifiés à renfort métallique tissé avec différents diamètres des fils et différentes mailles, et l'expérimentation, qui est l'étude du comportement mécanique en flexion statique.

Les résultats obtenus seront comparés aux résultats des travaux publiés des stratifiés conçus avec d'autres types de fibres (fibres synthétiques : la fibre de kevlar et la fibre de verre.).

**Mots clés :** stratifiés, fibre, matrice, flexion 3 points.

## Abstract

The work suggest takes an interest for the experiment study of laminates mechanical behavior which are pull in flexion 3 points. The laminates are constituted from a metallic reinforcement and a matrix in resin epoxy. The work consist to the preparing of laminates made up from metallic reinforcement weave with different diameter of fiber and different stitch and the test, which is the study of mechanical behavior in static.

The results get will be compare to the results of works publish of laminates conceive with other type of fiber (kevlar fiber and glass fiber).

**Keywords:** laminates, fiber, matrix, flexion 3 points.

## خلاصة:

العمل المعروف يهتم بالدراسة التطبيقية للهيئة الميكانيكية لانحناء 03 نقاط في حالة السكون للطبقات. هذه الأخيرة مركبة من ألياف معدنية وغراء الإيبوكسيد. هذا العمل يتلخص في تحضير الطبقات المركبة من ألياف معدنية على شكل نسيج مع اختلاف أقطار الألياف واختلاف المسامات، وكذلك الدراسة التطبيقية التي تتمثل في دراسة الهيئة الميكانيكية في حالة السكون

النتائج المتحصل عليها ستقارن مع نتائج أعمال أخرى أنجزت على الطبقات المتكونة من ألياف أخرى ( ألياف الزجاج و ألياف الكفلا ر ).

**الكلمات المفتاح:** طبقات، ألياف، غراء، انحناء 3 نقاط

## REMERCIEMENTS

Ce travail a été effectué au laboratoire des matériaux minéraux et composites (LMMC), département Génie des Matériaux, faculté des sciences de l'ingénieur de l'université de Boumerdes.

Mes remerciements s'adressent à mon promoteur Pr. Bezzazi.B pour ses directives et conseils dont je me suis orientée durant mon travail et pour sa disponibilité afin de mener à terme cette étude.

Je tiens à exprimer ma gratitude aux membres de jury pour le temps qu'ils ont bien voulu consacrer à examiner ce travail : en premier lieu le Pr. Abadlia. A de l'université de Boumerdès, qui m'a fait l'honneur d'accepter la présidence du jury, enfin messieurs les membres de jury :

- Dr. Ait Tahar.K. Maître de conférences. Université de Tizi Ouzou.
- Dr. Meddahi.A. Maître de conférences. Université de Boumerdès.
- Dr. Zerizer.A. Maître de conférences. Université de Boumerdès.

Pour leur active participation.

Je remercie sincèrement tous les membres du groupe mécanique du laboratoire LMMC, qui m'ont aidé et soutenu au cours de l'année :Hachemane.B, Benlokrichi.B , Mir.A et sans oublier les laborantins.

De manière plus diffuse, je tiens à remercier M.A.F. Kherif qui m'a soutenu, encouragé et pour le temps qu'il a consacré pour m'aider à mettre fin à ce travail.

Enfin, je fais un clin d'œil à ma famille qui m'a suivie et encouragée tout au long de ce travail : mon père, ma mère, mes frères et sœurs.

Au bilan, ce travail par ses choix et méthode s'avère plus collectif qu'individuel; c'est cela qui en constitue à mes yeux le gain essentiel et c'est cela qui me paraît la qualité fondamentale de notre petit monde de la recherche.

# Sommaire

# Sommaire

Introduction générale.....	01
<b>Chapitre I : Etude bibliographique</b>	
1.1. Introduction.....	05
1.2. Définition d'un matériau composite.....	06
1.3. Classification des matériaux composites.....	07
1.3.1. Classification suivant la forme des constituants.....	07
a- Composites à fibres.....	07
b- Composites à particules.....	07
1.3.2. Classification suivant la nature des constituants.....	07
1.4. Composants.....	08
1.4.1. Renforts.....	08
1.4.1.1. Origines des fibres.....	09
a- Fibre de verre.....	09
b- Fibre aramide.....	10
c- Fibres de polyéthylène haute ténacité.....	10
d- Fibre de carbone.....	10
e- Fibre naturelle.....	11
f- Polymères biodégradables à base d'acide polylactique PLA.....	11
g- Fibre métallique.....	12
1.4.2. Matrices.....	12
1.5. Mise en oeuvre.....	14
1.5.1.Moulage sans pression.....	14
1.5.2.Moulage sous vide.....	15
1.5.3.Moulage par compression.....	15
1.5.4.Moulage en continu.....	15

1.5.5.Moulage par pultrusion.....	16
1.5.6.Moulage par centrifugation.....	16
1.5.7.Moulage par enroulement filamentaire.....	16
1.6. Monocouches.....	16
1.7. Stratifiés.....	17
1.8. Stratifiés hybrides.....	18
1.9. Sandwichs.....	18
<b>Chapitre II : Etude théorique du comportement mécanique en statique des matériaux composites</b>	
2.1. Introduction.....	20
2.2. Construction d'un stratifié.....	21
2.3. Propriétés mécaniques d'un stratifié.....	23
2.4. Caractérisation de la microstructure des composites.....	24
2.5. Lois de comportement d'une structure composite.....	25
2.6. Fatigue des matériaux composites.....	26
2.7. Rupture des composites.....	27
<b>Chapitre III : Eléments sur la mécanique des matériaux composites</b>	
3.1. Introduction.....	30
3.2. Comportement mécanique des matériaux composites.....	30
3.2.1. Matrice de rigidité.....	30
3.2.2. Matrice de souplesse.....	31
3.2.3. Changement de base.....	31
3.2.4. Notation matricielle de l'ingénieur.....	32
a- Tenseur des contraintes.....	32
b- Tenseur des déformations.....	34
3.2.5. Matériaux orthotropes.....	35

3.2.6. Comportement élastique d'un matériau orthotrope.....	36
a- Matrice de rigidité et de souplesse.....	36
b- Modules de l'ingénieur.....	38
c- Relations d'élasticité dans un système d'axes quelconque.....	39
3.3. Etat de contraintes planes.....	41
3.3.1. Equation d'élasticité pour un état de contrainte planes.....	41
3.4. Théorie classique des stratifiés.....	44
3.4.1. Equation constitutive d'une plaque stratifiée.....	44
3.4.2. Expression générale.....	45
3.4.3. Flexion 3 points.....	46
<b>Chapitre IV : Elaboration des stratifiés</b>	
4.1. Introduction.....	50
4.2. Préparation des échantillons.....	51
4.2.1. Caractérisation des fibres.....	51
4.2.1.1.Essai de traction.....	52
4.2.1.2.Principe d'essai de traction.....	52
4.2.1.3.Eprouvettes utilisées.....	52
4.2.1.4.Machine d'essai.....	53
4.2.1.5.Résultats obtenus.....	54
4.2.1.6. Interprétation des résultats.....	59
4.2.2. Caractéristiques mécaniques de la résine époxyde.....	59
4.2.3. Procédé de fabrication.....	62
<b>Chapitre V: Etude expérimentale des poutres stratifiées en flexion 3 points</b>	
5.1. Introduction.....	64
5.2. Essai.....	65
5.2.1.Essai de flexion 3 points.....	65
5.2.2. Principe d'essai de flexion.....	65

5.2.3. Eprouvettes utilisées.....	66
5.2.4. Machine d'essai.....	68
5.2.5. Résultats obtenus.....	70
5.2.6. Interprétation et discussion des résultats obtenus .....	76
5.3. Contraintes à la rupture et modules d'élasticité calculés en flexion 3 points.....	77
5.3.1. Analyse des résultats du point de vue comportement.....	79
5.4. Etude comparative.....	80
Conclusion générale.....	83

## Liste des figures et tableaux

Figure 1.1: Schéma d'un matériau composite bidimensionnel.....	16
Figure 1.2: Représentation d'un stratifié.....	17
Figure 1.3: Matériau sandwich à âme pleine.....	18
Figure 2.1: Construction d'un stratifié.....	22
Figure 2.2: Orientation des plis.....	22
Figure 2.3: Mécanismes de rupture dans les stratifiés.....	28
Figure 3.1: Couche de matériau orthotrope.....	36
Figure 3.2: Axes principaux et axes de référence d'une couche stratifiée.....	40
Figure 3.3: Élément poutre.....	45
Figure 3.4: Flexion 3 points.....	46
Figure 4.1 : Première forme d'éprouvettes utilisées pour la caractérisation des fibres.....	53
Figure 4.2: Machine d'essai ZWICK de 2,5KN de capacité.....	54
Figure 4.3: Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort GF.....	55
Figure 4.4: Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort FM.....	56
Figure 4.5: Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort FF.....	57
Figure 4.6: Diagramme force allongement en traction des trois fils.....	59
Figure 5.1: Banc d'essai.....	65
Figure 5.2: Déformation d'un tronçon de poutre.....	66
Figure 5.3: Eprouvettes avant l'essai de flexion 3 points.....	68
Figure 5.4: Machine d'essai universelle ZWIVK de 250KN de capacité.....	69
Figure 5.5: Supports et poinçon de montage de flexion 3 points.....	70
Figure 5.6: Diagramme force déplacement des stratifiés STGF.....	71
Figure 5.7: Diagramme force déplacement des stratifiés STFM.....	72
Figure 5.8: Diagramme force déplacement des stratifiés STFF.....	73
Figure 5.9: Courbe moyenne force déplacement des stratifiés STGF.....	74
Figure 5.10 : Courbe moyenne force déplacement des stratifiés STFM.....	75
Figure 5.11: Courbe moyenne force déplacement des stratifié STFF.....	75
Figure 5.12: Eprouvettes après l'essai de flexion 3 points.....	87

Tableau 4.1: Dimensions des éprouvettes.....	53
Tableau 4.2.a : Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort GF.....	55
Tableau 4.2.b : Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort FM.....	56
Tableau 4.2.c : Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort FF.....	57
Tableau 4.2.d : Résultats d'essai de traction des éprouvettes en fibres.....	58
Tableau 4.3: Avantages et inconvénients de la résine époxyde.....	61
Tableau 5.1: Dimensions des éprouvettes.....	67
Tableau 5.2: Nombre de plis pour chaque type de fil.....	67
Tableau 5.3: Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STGF.....	71
Tableau 5.4: Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STFM.....	72
Tableau 5.5: Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STFF.....	73
Tableau 5.6: Valeurs moyennes des résultats obtenus.....	74
Tableau 5.7: Valeurs des contraintes à la rupture et modules d'élasticité en flexion 3 points.....	78
Tableau 5.8: Valeurs moyennes des contraintes à la rupture et modules d'élasticité pour chaque type de stratifié.....	79
Tableau 5.9: Valeurs des contraintes à la rupture et modules d'élasticité pour les stratifiés STRM, STRV et STRK.....	80

# Introduction générale

### Introduction générale

Depuis les années 60, on a assisté à une envolée technologique du monde aéronautique et spatial qui a été conditionnée par la mise aux points de structures optimisées constituées de matériaux spécifiquement résistants. Les fibres de carbone ont été sélectionnées grâce à leurs très bonnes caractéristiques spécifiques (résistance et rigidité). Elles ont été alliées à une matrice résineuse (époxy ou polyester) qui permet une mise en forme aisée. On a ainsi obtenu un matériau composite qui possède des caractéristiques duales, les constituants résine et fibre ont des propriétés mécaniques quasiment aux extrêmes de la palette des matériaux. Actuellement, le champ d'application de ce matériau s'est largement ouvert vers des domaines plus populaires : sport, industrie automobile, génie civil...d'une part grâce à la diminution des coût et d'autre part grâce au retour d'expériences réalisées ces dernières années.

Sous le double impact du lancement de grands programmes technologiques (espace, nucléaire, électronique, ...) et de mutation des matières premières, le monde industriel s'est mis à jouer la carte des matériaux composites. La recherche permanente de performances techniques jointes au besoin d'optimisation et d'allègement de certaines structures a motivé l'utilisation puis le développement de matériaux spécifiques dont la composition et les caractéristiques ont été adoptées à la solution technologique des problèmes à résoudre [1].

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels: légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique. Ils enrichissent aussi les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes, aptes à remplir plusieurs fonctions. Dans chacun des marchés d'application (automobile, bâtiment, électricité, équipements industriels,...), ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes.

Cependant, pour faire valoir ces atouts et atteindre ses objectifs, l'industrie des matériaux composites doit mieux intégrer dans sa stratégie de croissance la composante environnementale du développement durable. Les évolutions réglementaires en termes de recyclabilité, d'hygiène et de sécurité constituent également des enjeux forts que cette industrie doit relever pour maintenir sa croissance [2].

Le coût de fabrication des composites est supérieur à celui des matériaux traditionnels comme l'acier, le bois ou l'aluminium. Néanmoins, en économisant des pièces de liaison et d'usinage, en réduisant de manière importante les frais de maintenance, en augmentant la durée de vie et en accroissant la sécurité, les avantages des matériaux composites peuvent se valoriser en termes de gains de l'usage.

En réalité la «solution composite» représente toujours pour le concepteur un «saut technologique». Les matériaux composites offrent en effet la possibilité de réaliser un produit spécifiquement adapté aux performances demandées et d'optimiser le couple prix-performance. Mais par rapport aux solutions alternatives, le gain apporté doit être évalué dès la conception, en même temps que les essais à réaliser. A l'opposé, les matériaux traditionnels (bois, acier, aluminium) apparaissent comme une solution plus sécurisante car leurs performances techniques sont connues et répertoriées et leur comportement à l'usage est ainsi prévisible. Ils bénéficient aussi d'améliorations régulières (légèreté, traitements spéciaux pour les métaux) [3].

Les matériaux composites occupent une place de plus en plus importante dans la réalisation de structures à hautes performances mécaniques (aérospatiale, aéronautique, automobile, biomécanique,...). De telles utilisations doivent nécessairement s'accompagner d'une bonne connaissance du comportement du matériau, de manière à déterminer et à choisir le type de renforcement qui permet d'avoir des propriétés mécaniques de façon optimale [4].

Cette nouvelle classe de matériaux structuraux, est fondée sur les principes déjà exploités par la nature. Ces matériaux comprennent deux composants: la matrice, qui a souvent des propriétés mécaniques faibles, et des fibres, qui apportent au composite leurs hautes caractéristiques mécaniques.

La famille des matériaux composites à fibres, apparue dans les années quarante, met à profit les hautes propriétés mécaniques de certaines fibres, et souvent leur faible densité, en les enveloppant dans une matrice pour constituer une nouvelle classe de matériaux structuraux.

Le choix des matériaux est l'une des étapes fondamentales lors de la conception mécanique, ce choix a beaucoup de conséquences sur les décisions futures, comme par exemple les procédés de fabrication, les formes réalisables, etc. Les structures mécaniques sont quasiment toujours soumises à des chargements complexes. Le comportement mécanique des matériaux sollicités en chargement combiné (multi axial), reste peu connu et se limite aux problèmes de traction et de compression. Les réalisateurs sont souvent confrontés à de nombreuses difficultés par manque d'informations sur le comportement mécanique en général et sur les mécanismes de dégradation en particulier [46].

De façon générale, la matrice doit présenter une faible viscosité afin de pénétrer la nappe renforçante et imprégner correctement la fibre [36].

Les matériaux composites apparaissent de plus en plus intéressants en tant que matériaux de structure qui est encore loin d'avoir abouti à la connaissance totale de leurs comportements.

Le mode de détérioration d'un matériau composite va dépendre à la fois des caractéristiques mécaniques des différentes phases en présence mais également de leur morphologie [5].

Le travail proposé s'intéresse à l'étude expérimentale du comportement mécanique des stratifiés sollicités en flexion trois points. Les stratifiés sont constitués d'un renfort métallique et d'une matrice en résine époxyde. Le travail consiste à la préparation des stratifiés à renfort métallique tissé avec différents diamètres de fils et avec différentes mailles, et l'expérimentation, c'est-à-dire l'étude du comportement mécanique en flexion statique. Les résultats obtenus seront comparés aux résultats des travaux publiés des stratifiés conçus avec d'autres types de fibres (fibres synthétiques : la fibre de kevlar et la fibre de verre.).

L'étude bibliographique, dans le chapitre 1, expose des généralités sur les matériaux composites.

L'étude théorique du comportement mécanique en statique des matériaux composites se résume dans le chapitre 2.

Le chapitre 3 expose des éléments sur la mécanique des matériaux composites.

L'élaboration ou bien le procédé de fabrication des stratifiés à étudier est décrit dans le chapitre 4.

L'étude expérimentale qui consiste à déterminer le comportement mécanique des stratifiés en statique, est détaillée dans le chapitre 5.

# **Chapitre I**

## Etude bibliographique

## I.1. Introduction

Les matériaux composites se présentent comme nouveaux et révolutionnaire, il est possible d'en trouver partout dans la nature. Le bois qui se compose de la lignine et de la cellulose, ou matériau de construction antique, le torchis. Ils se composent au moins de deux phases dont l'une continue, appelée matrice et l'autre discontinue, appelée renfort. Pour améliorer et obtenir un accroissement de certaines propriétés physico-chimiques, thermiques, etc., on ajoute des charges et des additifs. Ainsi on aura des coûts réduits et une meilleure mise en œuvre.

Du fait de leurs faibles sections, les fibres ne peuvent être utilisées directement dans des applications mécaniques. D'où l'idée de les incorporer dans une matrice polymère pour constituer un composite à fibres. La matrice a alors diverses fonctions: lier les fibres entre elles, transférer les charges mécaniques aux fibres, protéger les fibres de l'environnement extérieur, etc. [6].

Les diverses investigations dans le domaine de la science des matériaux permettent de distinguer une très large gamme de renforts, de matrices, de charges et des additifs. Cette richesse de matières, avec l'utilisation des techniques et procédés d'élaboration modernes de moulage permet de répondre à la demande du consommateur dans divers domaines, bâtiments et travaux publics, transport spatial, aérien, sports et loisirs, etc.

Actuellement, les composites à matrice organique représentent plus de 99% des matériaux composites ; toutefois, il existe également des composites à matrice inorganique (métallique ou céramique) dont la diffusion reste encore marginale.

Ces composites organiques constituent une branche de la famille des matériaux de synthèse à laquelle ils se rattachent par la prépondérance de l'élément polymérique, la résine, qui constitue la matrice. Dans le cadre retenu pour cette étude, on distingue, généralement, deux grandes familles :

- les composites de **grande diffusion** : peu coûteux, occupent une large part de marché. Les composites GD, représentent 95 % des matériaux composites utilisés. En général, ce sont des plastiques armés ou des plastiques renforcés dont le taux volumique de renfort avoisine 30 %.
- les composites **hautes performances** : assez onéreux, dont le marché est encore réduit. 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

aux composites GD, leurs propriétés mécaniques, résistance mécanique et rigidité, sont largement supérieurs à celles des métaux [41].

En effet, tandis que pour les plastiques, lesquels possèdent des caractéristiques isotropes, on réalise le dessin de la pièce à fabriquer avec une approche assez voisine de celle que l'on utilise pour les métaux, à l'inverse pour les composites. Il faut construire la structure à la demande [7].

Pour les composites, on construit sa structure à la demande :

- la nature, la texture et la forme du renfort,
- le taux de renforcement,
- la nature de la résine et des charges ou additifs,
- la qualité de l'interface renfort-matrice,
- la géométrie de la pièce à réaliser,
- le procédé de mise en œuvre utilisé.

On cherchera toujours à orienter au mieux les renforts en fonction des efforts auxquels la structure est soumise.

Les avantages des matériaux composites se résument en :

- gain de masse,
- mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques),
- grande résistance à la fatigue,
- faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone),
- insensibles aux produits chimiques, comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole [8].

## **I.2. Définition d'un matériau composite**

Un matériau composite est, par définition, tout alliage ou matière première comportant un renfort sous forme filamentaire. Il nécessite l'association intime d'au moins deux composants : le renfort et la matrice, qui doivent être compatibles entre eux et se solidariser, ce qui introduit la notion d'un agent de liaison, l'interface [2].

Contrairement aux matières premières classiques dont on connaît à l'avance les caractéristiques mécaniques, celles des composites ne sont réellement connues qu'après fabrication, car on réalise, en même temps, le matériau et le produit.

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

Les matériaux composites sont classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

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

Suivant la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes familles :

##### ***a- 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. Les comportements mécanique et physique d'un composite à fibres peuvent être modifiés en jouant sur :

- la nature des constituants,
  - la proportion des constituants,
  - l'orientation des fibres,
- suivant le cahier des charges imposées.

##### ***b- Composites à particules***

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée.

Dans de nombreux cas, les particules sont utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

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

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale. Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi les composites nous pouvons citer :

a- 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.

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

- des fibres minérales : carbone, carbure de silicium.
- des fibres métalliques : bore, etc.
- des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium.

c- Composites à matrice minérale (céramique), avec :

- des fibres métalliques : bore.
- des particules métalliques : cermets.
- des particules minérales : carbures, nitrures, etc. [6].

## **I.4. Composants**

Les principaux constituants sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle d'apporter au matériau composite ses performances mécaniques élevées. La matrice qu'on appelle aussi liant, son rôle est de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis à vis des agressions extérieures.

Le type d'association matrice/renfort dépend des contraintes imposées au concepteur : caractéristiques élevées, tenue en température, coût, résistance à la corrosion, etc.

En ajoutant des additifs, en général sont des produits organiques pour modifier certaines propriétés physiques (par exemple *plastifiant*) ou chimiques (par exemple *stabilisants*). On utilise aussi des charges (carbonate de calcium, talc, etc.) pour des raisons économiques ou, dans certains cas, pour faciliter la mise en œuvre.

### **I.4.1. Renforts**

Les renforts contribuent à améliorer la résistance mécanique et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire, allant de la particule de forme allongée à la fibre continue qui donne au matériau un effet directif. Ils sont caractérisés par :

- la nature de la fibre : minérale, organique, naturelle, métallique...
- l'architecture du renfort [43].

Les matériaux de renfort confèrent aux composites leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, la dureté, etc. Ces renforts permettent également d'améliorer certaines des propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenue au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc.

Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec la matrice, facilité de mise en œuvre, faible coût, etc.

#### **I.4.1.1. Origine des fibres**

Les renforts peuvent être d'origines : végétale, minérale, artificielle, synthétique, etc.

Les renforts fibres se présentent sous diverses formes :

-Formes linéiques : Fibres unidirectionnelles, c'est-à-dire orientées suivant une même direction de l'espace.

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

-Formes multidirectionnelle : volumes constitués par des fibres orientées suivant plusieurs directions (>2) de l'espace [9].

Les principales fibres utilisées sont :

##### **a- Fibre de verre**

Le verre possède une très bonne résistance à la rupture dépassant même celle de certains métaux. Cependant, le verre est un matériau très fragile du fait de sa forte sensibilité aux microfissures. Cette fragilité diminue lorsque le verre est sous forme de fibre puisque les microfissures sont moins nombreuses, ce qui lui confère de bonnes performances.

Il existe différents types de verre : le verre E, C, D, R ou S, qui sont obtenus suivant une composition différente du mélange de préparation, par conséquent, leurs propriétés diffèrent également.

Les fibres de verre sont élaborées à partir d'un verre filable, appelé verre textile, composé de silice, alumine, chaux, magnésie, etc. Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performances/prix, qui les place de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans les matériaux composites.

Les fibres de verre les plus utilisées dans les matériaux composites sont les suivantes :

- fibres E pour les composites à grande diffusion (GR),
- fibres D pour les applications dans la construction électrique (circuits imprimés),
- fibres R pour les composites de hautes performances (HP).

**b- Fibre aramide**

Elle est issue de la chimie organique des polyamides aromatiques (ou polyaramide) par synthèse chimique à basse température, on la nomme souvent « Kevlar », qui est la marque de son créateur, Dupont de Nemours. Le kevlar est cinq fois plus résistant que l'acier sur une base de poids identique, pourtant il reste d'un poids léger, flexible et confortable. Les dispositifs généraux du kevlar sont les suivants :

- résistance élevée à la traction pour un faible poids,
- faible allongement (rigidité structurale),
- faible conductivité électrique.
- rétrécit peu en fonction des variations de température.
- anti inflammable.

**c- Fibre de polyéthylène haute ténacité**

Elle présente les avantages suivants :

- légèreté ( $d=0,95$  à comparer à celle de l'aramide  $d=1,44$ ).
- haute capacité de conversion de l'énergie cinétique (par exemple celle d'un projectile) en énergie thermique.

Les composites à fibres de polyéthylène restent encore marginaux, ils se développent, en particulier, pour des applications balistiques et de blindage (gilets pare-balles, plaques de blindage, casques ONU). Leur champ d'application est limité par leurs principales faiblesses :

- mauvaise résistance à la température (fluage dès  $90^{\circ}\text{C}$ , l'aramide ne se dégrade qu'à  $400^{\circ}\text{C}$ ),
- mauvaise adhérence entre les fibres et la matrice.

**d- Fibre de Carbone**

Des filaments acryliques de Tergal ou de rayonne (obtenus à partir de distillation de houille ou de pétrole) sont oxydés à chaud ( $300^{\circ}\text{C}$ ) puis chauffés à  $1500^{\circ}\text{C}$  dans une atmosphère d'azote.

On obtient des filaments noirs et brillants. Le module d'élasticité élevé est obtenu par filage à chaud. Elles sont principalement utilisées pour les composites « hautes performances » en aéronautique, en construction industrielle et dans les sports et loisirs.

#### **e- Fibre naturelle**

Pour des raisons de disponibilité et de coût, des fibres naturelles d'origine végétale sont plus utilisées pour le renforcement de matériaux composites. Si les fibres végétales peuvent être considérées comme de nouveaux renforts, elles sont néanmoins utilisées depuis de nombreuses années. Les matériaux composites renforcés par des fibres naturelles ne sont pas récents [10].

Pour la réalisation de pièces en composites, les fibres se présentent soit en vrac (fibres courtes de longueur calibrée), soit sous forme de nappes (mat, unidirectionnel, tissu). Différents auteurs ont travaillé sur des renforts hybrides constitués de mélanges fibres végétales/fibres de verre. Les tissus à usage textile ne présentent que peu d'intérêt pour le renforcement de matériaux composites.

Leurs propriétés mécaniques pourraient atteindre celles des fibres de verre (module de Young). La fibre se travaille très facilement avec les technologies du textile (tissage).

Les fibres naturelles présentent plusieurs verrous techniques majeurs :

-elles ne sont pas fabriquées par un processus industriel et la reproductibilité de leurs caractéristiques physiques ne peut donc pas être parfaitement maîtrisée.

-la quantité et la qualité des fibres produites dépendent de l'environnement et les caractéristiques des composites dépendent de l'humidité (reprise jusqu'à 8 ou 10% du taux d'humidité).

-les fibres naturelles sont difficilement calibrables et plus difficilement manipulables que les fibres de verre (en particulier pour le lin).

-leurs caractéristiques mécaniques (résistance à la traction) moyennes ont engendré plusieurs échecs dans les projets d'intégration des composites à fibres naturelles dans l'automobile.

#### **f- Polymères biodégradables à base d'acide polylactique PLA**

Ces polymères sont utilisés pour des composites à fibres et à matrice PLA pour des applications médicales d'ostéosynthèse, ils pouvaient constituer de nouvelles alternatives aux fibres existantes [11].

### **g- Fibre métallique**

Les fibres métalliques à base d'aluminium ou d'acier ont des propriétés et domaines d'application voisins des fibres précédentes (verre, kevlar...), mais leur utilisation reste toute fois marginale.

Les fibres métalliques employées comme renfort du matériau composite faisant l'objet de ce travail sont à base d'acier.

L'acier est un alliage principalement de fer et de carbone (moins de 1,8%), susceptible d'acquérir par traitement mécanique et thermique des propriétés très variées.

Les aciers à très haut carbone et les composites contenant de tels aciers suscitent l'intérêt des chercheurs depuis maintenant quelques années [44], [45], les aciers à très haut carbone, qui contiennent jusqu'à 2,1% de carbone, ont une importance commerciale potentielle du fait qu'ils sont résistants et ductiles à la température ambiante.

Les fibres métalliques faisant l'objet de ce travail sont en acier ordinaire.

### **I.4.2. Matrices**

La matrice permet de lier les fibres du renfort fibreux entre elles, ainsi que de répartir les efforts (résistance à la compression ou à la flexion). La matrice est facilement déformable et assure la protection chimique des fibres. Généralement, c'est un polymère ou une résine organique.

En plus de ces deux constituants de base, il faut rajouter une interface qui assure la compatibilité renfort-matrice, qui transmet les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement relatif. Bonne adhérence en couche fine. Des produits chimiques entrent aussi dans la composition du composite, qui peuvent jouer sur le comportement mécanique, mais n'interviennent pratiquement jamais dans le calcul de structure composite [12].

Les trois grandes classes de matériaux (métaux, céramiques, polymères organiques) peuvent être utilisées comme matrices pour les matériaux composites fibreux. En raison de leur légèreté et de leur facilité de mise en œuvre, ce sont les matrices organiques qui sont actuellement les plus utilisées.

On distingue deux grands types de matrices polymères ; les matrices thermoplastiques et les matrices thermodurcies.

Ce sont les *matrices thermodurcies* (résine époxyde, polyester insaturé) qui se sont développées en premier lieu. Ces résines présentent un certain nombre d'avantages et notamment une grande fluidité durant la mise en œuvre. Ces résines thermodurcies nécessitent des salles de stockage à basse température pour conserver les feutres et les tissus de fibres imprégnés de résines non réticulées. Ceci résulte de la nécessité de bloquer toute réaction chimique avant la mise en forme.

On développe actuellement un certain nombre de *matrices thermoplastiques*. Pour obtenir des résistances thermiques élevées, il est nécessaire d'utiliser des polymères semi cristallins.

L'utilisation de *matrices métalliques* est encore actuellement en grande partie à un stade préindustriel. De leur possibilité de déformation plastique, les métaux sont très intéressants pour assurer un transfert de charge optimum. Ils sont susceptibles de donner naissance à des composites à haute résistance mécanique et thermique, et de grande ténacité. A l'heure actuelle, on a développé des composites à base d'aluminium renforcé de fibre de bore, de SiC et de Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>.

On réalise également des composites fibreux à *matrice céramique*. Un exemple assez ancien, est celui des ciments renforcés de fibres d'asbeste.

Une autre matrice extrêmement intéressante pour réaliser des composites fibreux est le *carbone*. On développe actuellement des composites fibre de carbone-carbone dotés d'une résistance mécanique et thermique très élevée, ce qui les rend utilisables comme pièces de moteur de fusée dans les applications aérospatiales [13].

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine de température de 200 à 300°C, alors que les matériaux composites à matrice métallique ou minérale sont utilisés au-delà; jusqu'à 600°C pour une matrice métallique, et jusqu'à 1000°C pour une matrice céramique [14].

## **I.5. Mise en oeuvre des matériaux composites**

Les procédés de mise en œuvre de matériaux composites nécessitent trois étapes indispensables :

- une étape d'association : l'imprégnation du renfort par la résine,
- une étape rhéologique de mise en forme de la géométrie de la pièce,
- Une étape thermique de solidification du matériau : soit par refroidissement pour les matrices thermoplastiques, soit par polycondensation ou réticulation pour les matrices thermodurcissables (à température croissante).

Il existe différents procédés mais le plus utilisé est le procédé par moulage. Le moulage peut s'effectuer dans un moule à surface non fermée tel que le cas du moule ouvert (technique par contact, projection, ou pultrusion) ou à moule fermé (par exemple, injection de résine thermodurcissable associée à des fibres longues suivi d'une compression) [35].

### **I.5.1. Moulage sans pression**

Les méthodes à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat. Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimensions.

#### **a- Moulage au contact**

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface (souvent colorée) dénommée «gel coat». Le moulage est ensuite effectué selon des opérations fixes.

#### **b- Moulage par projection simultanée**

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes.

### **I.5.2. Moulage sous vide**

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air.

### **I.5.3. Moulage par compression**

Quatre types de moulage sont considérés par compression

#### **a- Moulage par injection de résine**

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. Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes compliquées.

#### **b- Moulage par compression à froid**

Le moulage est effectué à basse pression (5bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exothermie de polymérisation de la résine. Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries.

#### **c- Moulage par compression à chaud**

Cette technique permet d'obtenir des pièces en grandes séries au moyen de presse hydraulique et de moules métalliques chauffants. Ce procédé de moulage permet d'obtenir de promotions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques.

#### **d- Moulage par injection**

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés. Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques.

### **I.5.4. Moulage en continu**

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux sandwiches, de panneaux ondulés pour toitures, plaques nervurées, etc. le procédé de moulage en continu peut être entièrement automatisé, et permet alors d'élaborer des plaques ou panneaux en continu. Il nécessite toutefois un investissement très important en matériel.

### **I.5.5. Moulage par pultrusion**

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale.

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées.

#### **I.5.6. 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. Cette technique permet d'obtenir un bel aspect de surface à l'extérieur.

#### **I.5.7. Moulage par enroulement filamentaire**

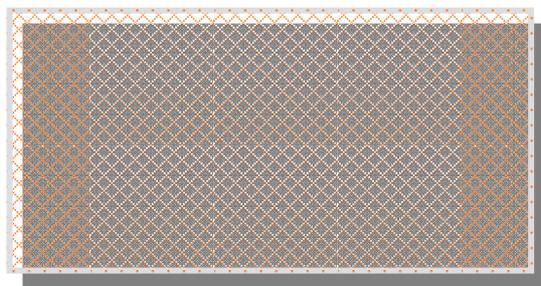
Ce type de moulage est adapté aux surfaces cylindriques et sphériques, et permet une conception avancée des pièces. Les stratifiés obtenus peuvent comporter des proportions élevées de renfort, permet donc d'obtenir de hautes caractéristiques mécaniques. L'investissement en matériel est très important.

### **I.6. Monocouches**

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. La forme du renfort caractérise les différents types de monocouches. Le renfort peut être à:

- fibres unidirectionnelles: toutes les fibres sont orientées suivant une même direction, ce sont les plis unidirectionnels (noté parfois UD),
- fibres tissées (tissu): les fibres sont placées selon deux directions perpendiculaires,
- fibres réparties aléatoirement (mats): les fibres sont disposées dans un plan sans aucune orientation préférentielle [15].

Dans le cas de l'UD, on obtient un matériau dont les fibres sont toutes orientées dans le même sens.

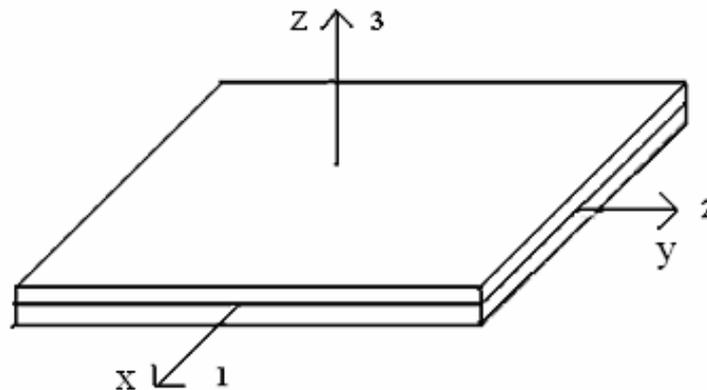


*Figure1.1. Schéma d'un matériau composite bidimensionnel.*

## I.7. Stratifiés

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié.

Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques.



*Figure 1.2. Représentation d'un stratifié*

On distingue trois types de stratifiés :

- équilibré: stratifié comportant autant de couches orientée suivant la direction  $+q$  que de couches orientée suivant la direction  $-q$ ,
- symétrique: stratifié comportant des couches disposées symétriquement par rapport à un plan moyen,
- orthogonal : stratifié comportant autant de couches à  $0^\circ$  que de couches à  $90^\circ$ .

## I.8. Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de nature différente verre, carbone, Kevlar, etc. Il sera alors nécessaire de mentionner dans la notation la nature des fibres utilisées. Les stratifiés hybrides permettent d'être plus performants en utilisant au mieux les propriétés des diverses fibres disponibles.

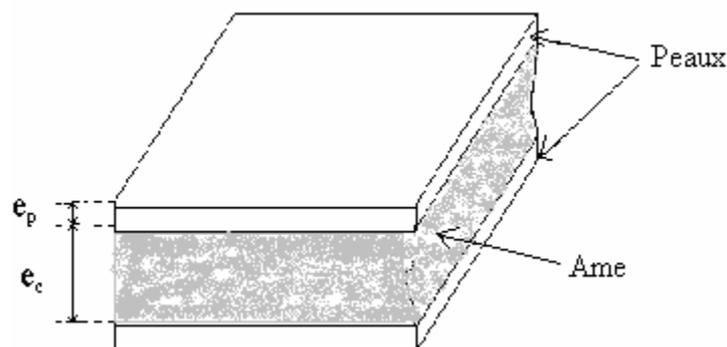
Les stratifiés hybrides sont classés en deux groupes :

- hybrides intraplis, constitués d'une combinaison de deux ou plusieurs fibres différentes à l'intérieur d'une même couche,
- hybrides interplis, constitués d'une combinaison de couches de fibres à l'intérieur d'une même structure composite.

## I.9.Sandwichs

Sont des matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme, constituée d'un matériau ou d'une structure légère, 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 une rigidité.

Les structures sandwichs sont de plus en plus utilisées dans le domaine du transport ferroviaire et dans la construction marine. Comparés aux matériaux traditionnels employés dans ces secteurs industriels, les panneaux sandwichs offrent de nombreux avantages comme une réduction de masse, une liberté de conception, une grande raideur en flexion et une meilleure stabilité structurelle. Le sandwich se décompose en trois éléments fonctionnels. Les peaux composites qui supportent les chargements appliqués aux sandwichs par des efforts de traction et compression. Le matériau d'âme collé aux peaux a pour fonction d'écarter les peaux et de transférer le cisaillement entre ces dernières. La liaison collée âme/peau doit supporter des tensions et transférer le cisaillement. De plus l'âme peut être soumise à des efforts de compression transverse ou d'indentation locale [31].



*Figure1.3. Matériau sandwich à âme pleine.*

Avec :  $10 \leq e_c / e_p \leq 100$

$e_p$  : épaisseur de la peau.

$e_c$  : épaisseur du cœur (âme).

Les matériaux composites utilisés dans le cadre de ce travail sont uniquement des monocouches à renfort métallique tissé, associées à une matrice en résine époxyde.

## **Chapitre II**

### Etude théorique du comportement mécanique en statique des matériaux composites

## II.1. Introduction

Le développement des matériaux composites est né de la volonté d'allier les qualités techniques au besoin d'allègement dans un même matériau, qui par la suite doit s'adapter aux solutions technologiques des problèmes à résoudre. Un matériau composite résulte de l'association de deux matériaux différents aussi bien par leur forme que par leurs propriétés mécaniques ou chimiques pour tenter d'accroître leurs performances. Les deux constituants du composite sont la matrice et le renfort, qui en se combinant donnent un matériau hétérogène souvent anisotrope, c'est-à-dire dont les propriétés diffèrent suivant les directions. Les matériaux constituant le composite sont généralement choisis en fonction de l'application que l'on souhaite en faire par la suite. Les critères de choix peuvent être, par exemple, les propriétés mécaniques requises, la résistance à la chaleur ou à l'eau, ou même la méthode de mise en œuvre [35].

L'utilisation de matériaux composites pour la réalisation de structures à hautes performances, ne cesse de croître depuis quelques années dans des domaines technologiques aussi variés que la construction aéronautique, navale, automobile ou pour l'élaboration de matériels sportifs à hautes performances. Cette utilisation croissante est liée au fait que ces matériaux allient des propriétés généralement antagonistes, légèreté et résistance mécanique par exemple. Cependant l'expérience montre que le comportement de ces matériaux est sensible aux phénomènes environnementaux, tels que l'influence du rayonnement UV, de la température, de l'humidité... Aussi, lors de la conception de ce type de structure, il est nécessaire de bien appréhender les influences de ces différents facteurs sur son comportement et sur sa tenue au vieillissement [16].

Depuis plusieurs années, la technologie de construction mécanique fait appel aux métaux et aux alliages. Leurs développements se sont accentués par les besoins de l'industrie surtout en matière d'armement pendant les guerres mondiales. Cependant, l'évolution de la technologie ne s'est pas limitée à la connaissance des propriétés mécaniques simples des matériaux cités, mais elle exige des performances mécaniques plus sévères telles que la résistance à la corrosion, le faible poids, la facilité de réaliser de formes complexe à moindre assemblage, la résistance à l'usure, ce qui devrait permettre une utilisation de ces matériaux dans des conditions critiques pendant leurs services.

La fabrication des matériaux composites par l'association d'une matrice qui peut être métallique, organique ou minérale et d'un renfort fibreux pouvant être du bore, de verre ou de carbone s'avère une solution qui répond aux critères désirés [17].

L'étude du comportement des matériaux composites a été largement entreprise ces dernières années surtout sous des sollicitations de type statique. De même, les différents types de phénomènes d'endommagement que connaissent ces matériaux ont pu être identifiés [18].

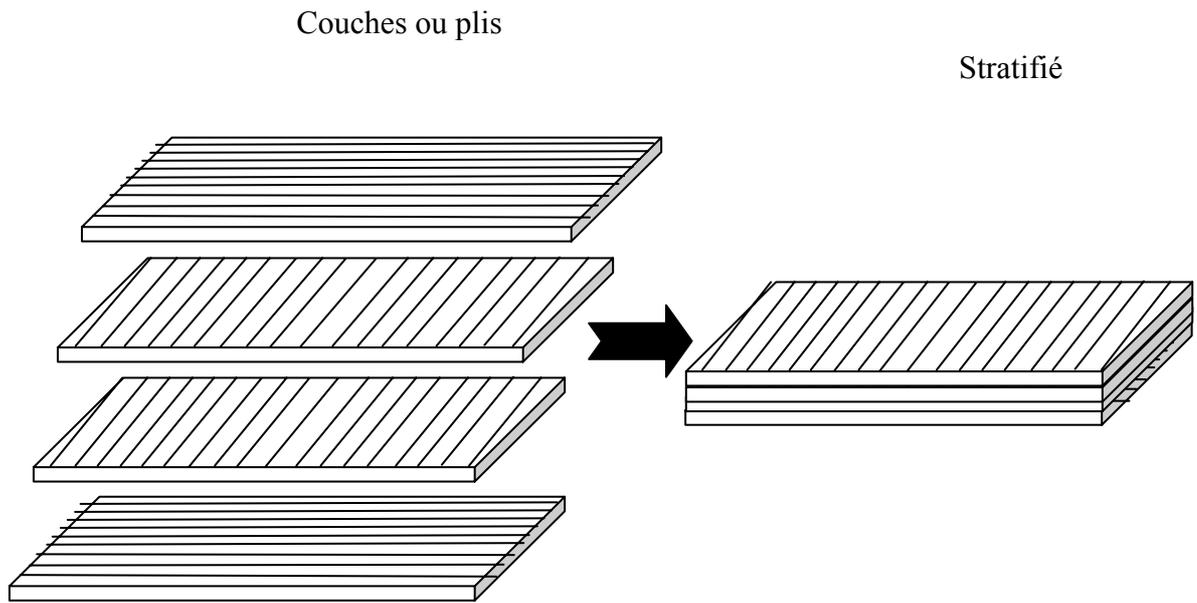
L'étude du comportement mécanique d'un matériau composite est une étape indispensable dans la conception et le calcul de structure. En effet la détermination de la rigidité du matériau et de la prévision de sa dégradation progressive, permettent d'approcher les réponses des structures avec un minimum d'ambiguïtés. Les caractéristiques mécaniques du mélange renfort matrice peuvent être estimées à partir de chacun des constituants.

Dans l'approche par la macro mécanique, purement phénoménologique, le matériau de structure est considéré comme un solide homogène anisotrope, les études consacrées aux critères de rupture sont basées sur l'endommagement total des éprouvettes [19].

## **II.2. Construction d'un stratifié**

Les stratifiés sont constitués de couches (appelées par fois plis), composés de renfort (fils, mats, tissus, etc.) imprégné de résines.

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 2-1) de couches de fils ou de tissus unidirectionnels, dont la direction est décalée dans chaque couche.

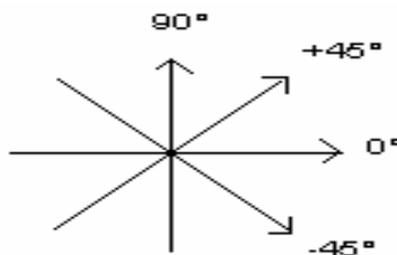


**Figure 2.1.** construction d'un stratifié.

- La désignation de ces stratifiés est généralement effectuée selon le code suivant :
- 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,
  - les couches successives sont séparées par un / si leurs angles sont différents,
  - les couches successives de même orientation sont désignées par un indice numérique,
  - 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'axe choisi [6].

- Orientations normalisées

Les orientations les plus fréquemment utilisées sont représentées comme suit :



**Figure 2.2.** Orientation des plis

La direction dite à 0° correspond à l'axe des abscisses du repère choisi [9].

Exemple de désignation de stratifiés

Stratifié	Désignation
$\overline{0^\circ}$	
$\overline{30^\circ}$	
$\overline{-30^\circ}$	
$\overline{-45^\circ}$	
$\overline{45^\circ}$	
	[+45/-45/-30/+30/0]

**Remarques**

- On trouve aussi des réalisations avec des plis à +30°, -30°, +60°, -60°.
- Le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur du stratifié est appelé *le plan moyen*.
- Un stratifié est symétrique si son plan moyen est un plan de symétrie.
- Si le stratifié a un nombre pair de couches, la désignation débute sur une face pour finir au plan de symétrie.
- Si le stratifié comporte un nombre impair de couches, la désignation est semblable à la précédente, la couche centrale étant surlignée.

**II.3. Propriétés mécaniques d'un stratifié**

Les propriétés mécaniques d'un composite résultent :

- des propriétés des matériaux constituants,
- de leur distribution géométrique,
- de leurs interactions, etc.

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- la nature des constituants et leurs propriétés,
- la géométrie du renfort, sa distribution,
- la nature de l'interface matrice - renfort.

La géométrie du renfort sera caractérisée par : sa forme, sa taille, la concentration du renfort, sa disposition (son orientation), etc.

La concentration du renfort est habituellement mesurée par la fraction volumique (fraction en volume) ou par la fraction massique (fraction en masse). La concentration du renfort est un paramètre déterminant des propriétés du matériau composite.

On conçoit un composite en fonction du type d'application, de chargement ce qui est différent des matériaux classiques où on adapte la conception d'une structure en fonction du matériau constitutif.

#### **II.4. Caractérisation de la microstructure d'un matériau composite**

Le comportement mécanique et l'endommagement d'un matériau dépendent étroitement de sa constitution, c'est-à-dire non seulement de sa composition chimique globale, mais aussi de l'arrangement des diverses phases qu'il renferme. Ceci est non seulement vrai pour les matériaux composites artificiels dans lesquels précisément, dès leur élaboration, on introduit des phases (matrice et éléments de renforcement), mais aussi dans les matériaux utilisés depuis plus longtemps et qui, pour la plupart, sont des matériaux naturels [20].

Dans la science des matériaux, l'un des principaux problèmes est de prédire, pour un mélange de corps donnés, la structure, la composition et la répartition des phases en présence qui sont en équilibre les unes avec les autres. Or, les propriétés des matériaux dépendent du type de phases en présence et de leur répartition, c'est-à-dire de la microstructure. Pour être en mesure d'utiliser un matériau de façon rationnelle, on doit d'abord connaître ses caractéristiques fonctionnelles, ce qui nous permet de comprendre, voire et de prédire, son comportement en service. Les propriétés d'un matériau fournissent une base pour la prévision de son comportement dans les diverses conditions où il peut se trouver. Ce sont des outils essentiels pour résoudre les problèmes de matériaux [32].

Pour bien comprendre les comportements des matériaux en service et pour pouvoir contrôler leurs propriétés, il est nécessaire de décrire et de quantifier leur microstructure.

Plusieurs types d'instruments permettent d'étudier la microstructure des matériaux ; chacun a un domaine d'application particulier selon le grossissement qu'il permet d'atteindre et selon le genre d'observation que l'on cherche à faire.

Ces instruments nous permettent d'effectuer le contrôle des structures composites, c'est-à-dire l'identification et la localisation des défauts qui peuvent apparaître dans une structure composite (rupture, délaminage...).

Les instruments les plus utilisés sont les suivants :

- radiographie X : permet de contrôler la répartition des fibres,
- thermographie infrarouge : permet d'obtenir une cartographie thermique du composite, les échauffements locaux sont reliés à la densité de l'endommagement,
- émission acoustique : vise à donner un aspect qualitatif à l'endommagement du matériau,
- holographie-moiré : sont des méthodes optiques avec lesquelles sont visualisées le déplacement, espacement de franges, d'interférences,
- fractographie : analyse des surfaces de rupture à posteriori (M.E.B). Permet l'obtention d'images d'un fort grossissement qui permettent d'analyser les phénomènes microscopiques de l'ordre de quelques microns (faciès de rupture par exemple).

### **II.5. Lois de comportement d'une structure composite**

La loi de comportement du matériau est un ingrédient essentiel de tout calcul de structure, elle fournit la relation indispensable entre les déformations et les contraintes, relation linéaire dans le cas des analyses élastiques (loi de Hook), relation non linéaire beaucoup plus complexe dans les analyses inélastiques, faisant intervenir le temps et des variables internes supplémentaires.

Les composants des structures doivent résister aux divers sollicitations auxquelles ils sont soumis, celles-ci sont de nature très diverses : environnements agressifs, température, actions mécaniques. Les concepteurs doivent calculer les pièces de sorte que leurs déformations sous l'effet de ces efforts restent acceptables et qu'elles ne s'endommagent ni ne se rompent. Le calcul d'une pièce exige la connaissance des relations entre les efforts appliqués et les déformations, ainsi que celle des limites à ne pas dépasser sous peine d'endommagement ou de rupture [21].

Les lois de comportement sont des lois empiriques qui doivent être déterminées expérimentalement, l'accent est mis sur les essais accessibles dans des laboratoires industriels, ou encore dans divers laboratoires spécialisés, un certain nombre d'entre eux

donne accès directement à des paramètres des lois de comportement, alors que d'autres ne le font que de façon indirecte (essai de dureté).

L'essai de traction est essentiel pour la détermination des lois de comportement, en effet, c'est le seul qui procure un état de contrainte uniaxial, il permet de déterminer des caractéristiques normalisées des matériaux : limite d'élasticité, charge et allongement de rupture, en second lieu, on en déduit la relation rationnelle entre contrainte et déformation.

## II.6. Fatigue des matériaux composites

L'expérience industrielle montre que les ruptures de pièces de machines ou de structures en fonctionnement normal sont le plus souvent dues à la fatigue. Celle-ci est particulièrement insidieuse du fait de son caractère progressif masqué. Ceci est d'autant plus grave que la fissuration par fatigue conduit très souvent à une rupture brutale qui peut provoquer un accident [22].

Si l'amplitude et le nombre de sollicitations périodiques sont suffisantes, il en résulte une fissuration progressive puis une rupture par fatigue. Généralement, celle-ci se produit brutalement sans allongement précurseur, et la cassure présente deux zones distinctes. Cette rupture peut survenir pour des contraintes appliquées bien inférieures à la charge de rupture statique et même à la limite d'élasticité apparente. Donc on peut dire que la fatigue est le changement des propriétés des matériaux à l'application de cycles d'efforts.

L'essai de fatigue a comme objectif la détermination du comportement d'éprouvettes, de pièces ou d'ensembles mécaniques, sous des sollicitations de contraintes périodiques, simulant celles qui se produisent dans la pratique lors des sollicitations de service. Les essais sur pièces ou structures mécaniques correspondent généralement à l'un des trois objectifs :

- vérifier la conformité d'un produit à une norme ou un cahier des charges,
- valider ou optimiser un nouveau produit,
- rechercher des solutions constructives à la suite de l'avarie du composant en service.

Dans les trois cas, il s'agit le plus souvent, de contrôler que la pièce ou la structure peut subir sans fissuration ni rupture un nombre de cycles fixé, d'amplitude de contraintes donnée.

Il faut compter sur une influence notable de la distance entre points d'appui qui modifie la répartition des contraintes de tension et de cisaillement à l'intérieur du matériau et conduit à des délaminages. L'essai de fatigue en flexion mérite donc une attention particulière sur la normalisation [48].

## II.7. Rupture des composites

La rupture est caractérisée, au moins localement, par la séparation irréversible d'un milieu continu en deux parties de part et d'autre d'une surface géométrique  $S$ . La rupture d'une pièce mécanique peut s'interpréter avant tout comme une interruption de la continuité de la pièce (il s'agit, en effet d'une définition particulière de la ruine) [23].

La rupture est la séparation d'un matériau en deux ou plusieurs parties, sous l'action d'une contrainte. Cette séparation se produit à plus ou moins grande vitesse par propagation de fissures existant dans le matériau. La rupture est donc fortement influencée par la présence de microfissures, de pores, d'inclusions de particules fragiles (défauts internes) et par la présence d'entailles (macrofissures) résultant de défauts de fabrication ou de conception. Il existe des matériaux fragiles qui se rompent sans déformation plastique, et des matériaux ductiles dont la rupture n'intervient qu'après une déformation plastique plus ou moins importante.

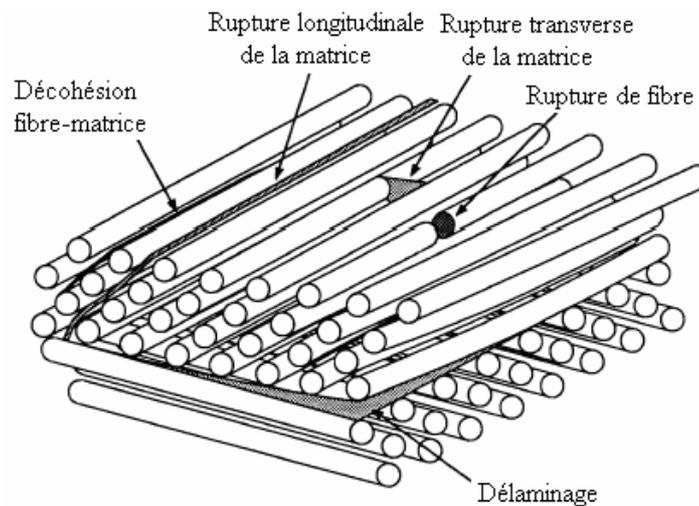
La rupture peut se produire après une grande déformation, le plus souvent après une instabilité plastique qui résulte de la présence de deux effets opposés, d'une part, la réduction de la section d'autre part, la consolidation du matériau par écrouissage. Elle peut cependant se produire sans déformations préalables importantes, sous des contraintes généralement qui sont souvent du domaine élastique. On se trouve alors en présence de la rupture brutale [24].

Le comportement à la rupture des matériaux dépend de la présence de fissures internes et superficielles, et des conditions de leur propagation. Une fissure, présente dans un matériau, ne se propage de façon catastrophique sous l'effet d'une contrainte appliquée que si l'accroissement de sa longueur entraîne une diminution de l'énergie totale du système. Pour qu'une fissure de longueur  $L$  puisse progresser de manière catastrophique lors d'une mise en charge unique, il faut que la contrainte appliquée dépasse une certaine valeur critique  $\sigma_c$  [13].

Le début de la destruction d'un composite se traduit le plus souvent par une microfissuration dans la matrice. Les fissures progressent et sont provisoirement stoppées par les fibres, la rupture est un scénario complexe dans lequel interviennent décohésion interfaciale fibre-matrice et délaminage [39].

En résumé, la rupture d'un matériau composite est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- la rupture des fibres,
- la rupture transverse de la matrice,
- la rupture longitudinale de la matrice,
- la rupture de l'interface fibre-matrice.



*Figure 2.3. Mécanismes de rupture dans les stratifiés.*

## **Chapitre III**

### Éléments sur la mécanique des matériaux composites

### III.1.Introduction

L'élaboration de la structure est non séparée de celle du matériau. Le comportement résulte de celui des composants par l'intermédiaire de différents types d'interaction, d'où l'importance de l'interface entre les composants. Le comportement des composants est différent d'où l'intérêt de les faire travailler ensemble. La question de base qui se pose est de savoir décrire le comportement du composite connaissant celui des constituants. La spécificité du calcul des matériaux composites vient donc de l'hétérogénéité par conception, et des discontinuités par des microvides.

On examine ici une association de deux matériaux (matrice et renfort) de caractéristiques distinctes, avec une géométrie et des sollicitations simples, dans le but d'estimer les caractéristiques élastiques du matériau équivalent, c'est à dire du composite.

Les champs des déformations et des contraintes dans un milieu sont liés par des lois appelées lois de comportement, caractérisant le comportement mécanique du milieu. Ces lois sont décrites par des axiomes qui permettent de rendre compte au mieux des phénomènes observés. L'expérience montre que de nombreux milieux solides déformables ont, pour une température donnée, un comportement élastique linéaire.

### III.2. Comportement mécanique des matériaux

#### III.2.1. Matrice de rigidité

La relation d'élasticité linéaire peut s'écrire sous la forme matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Ou sous la forme considéré :

$$\sigma = C\varepsilon \quad (3.2)$$

Cette loi, généralement appelée loi de Hook généralisée, introduit la matrice de rigidité  $C$  symétrique.

Les coefficients  $C_{ij}$  sont appelés les constantes de rigidité.

### III.2.2. Matrice de souplesse

La relation d'élasticité (3.1) peut être écrite sous la forme inverse, suivant :

$$\varepsilon = S\sigma \quad (3.3)$$

En introduisant la matrice inverse de la matrice de rigidité. La matrice  $S$  est appelée matrice de souplesse ou de flexibilité, et s'écrit sous le cas général :

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Avec :

$$S = C^{-1} \quad (3.5)$$

Les coefficients  $S_{ij}$  sont appelés les constantes de souplesse ou constantes de flexibilité.

### III.2.3. Changement de base

Soit  $C = [C_{ij}]$  la matrice de rigidité exprimée dans une base  $(\vec{e}) = (\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$  et  $C' = [C'_{kl}]$  la matrice de rigidité exprimé dans la base  $(\vec{e}') = (\vec{e}'_1, \vec{e}'_2, \vec{e}'_3)$ . Ces matrices relient les contraintes et déformations exprimées dans les bases respectives :

$$\text{-dans la base } (\vec{e}) : \sigma = C\varepsilon \quad (3.6)$$

$$\text{-dans la base } (\vec{e}') : \sigma' = C'\varepsilon' \quad (3.7)$$

Dans le cas d'une rotation  $\theta$  autour de la direction  $\vec{e}_3$ , la relation entre les bases  $(\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$  et  $(\vec{e}'_1, \vec{e}'_2, \vec{e}'_3)$  s'écrit :

$$\begin{aligned} \vec{e}'_1 &= \vec{e}_1 \cos\theta + \vec{e}_2 \sin\theta \\ \vec{e}'_2 &= \vec{e}_1 \sin\theta + \vec{e}_2 \cos\theta \\ \vec{e}'_3 &= \vec{e}_3 \end{aligned} \quad (3.8)$$

D'où la matrice de changement de base :

$$A = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

La matrice de changement de base inverse est :

$$A' = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

### III.2.4. Notation matricielle de l'ingénieur

#### a- Tenseur des contraintes

La symétrie du tenseur des contraintes ramène à 6 le nombre de composantes nécessaires pour définir ce tenseur. Pour cette raison, l'ingénieur utilise une notation qui consiste à remplacer le tableau matriciel des 9 composants du tenseur par une matrice colonne à 6 composants, suivant l'une des notations :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Avec cette nouvelle notation, les relations entre les contraintes  $\sigma_i$  exprimées dans la base  $(\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$  et les contraintes  $\sigma'_i$  exprimées dans la base  $(\vec{e}'_1, \vec{e}'_2, \vec{e}'_3)$ , peuvent s'écrire sous la forme matricielle suivante :

**Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites**

$$\begin{bmatrix} \sigma'_1 \\ \sigma'_2 \\ \sigma'_3 \\ \sigma'_4 \\ \sigma'_5 \\ \sigma'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -2 \cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Soit, sous forme condensée :

$$\sigma' = T_\sigma \sigma \quad (3.13)$$

Où  $T_\sigma$  est la matrice de changement de base des contraintes :

$$T_\sigma = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -2 \cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

La relation de changement de base inverse est obtenue en inversant l'expression (3.13), soit :

$$\sigma = T_\sigma^{-1} \sigma' \quad (3.15)$$

Où  $T_\sigma^{-1}$  est la matrice inverse :

$$T_\sigma^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 2 \cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ \cos \theta \sin \theta & -\cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

**b- Tenseur des déformations**

Comme pour le tenseur des contraintes, la symétrie ramène à 6 le nombre de composants nécessaires pour définir le tenseur des déformations. Pour cette raison l'ingénieur utilise une notation qui consiste à substituer aux composantes  $\epsilon_{12}$ ,  $\epsilon_{13}$ ,  $\epsilon_{23}$  les déformations en cisaillement  $\gamma_{12}$ ,  $\gamma_{13}$ ,  $\gamma_{23}$ . L'ingénieur utilise donc l'une des notations suivantes :

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \epsilon_{33} \\ 2\epsilon_{23} \\ 2\epsilon_{13} \\ 2\epsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{zz} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{zz} \\ 2\epsilon_{yz} \\ 2\epsilon_{xz} \\ 2\epsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Avec cette nouvelle notation, les relations entre les déformations  $\epsilon_i$  exprimées dans la base  $(\vec{e}_1, \vec{e}_2, \vec{e}_3)$  et les déformations  $\epsilon'_i$  exprimées dans la base  $(\vec{e}'_1, \vec{e}'_2, \vec{e}'_3)$ , peuvent s'écrire sous la forme matricielle suivante :

$$\begin{bmatrix} \epsilon'_1 \\ \epsilon'_2 \\ \epsilon'_3 \\ \epsilon'_4 \\ \epsilon'_5 \\ \epsilon'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -2 \cos \theta \sin \theta & 2 \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Soit, sous forme condensée :

$$\epsilon' = T_\epsilon \epsilon \quad (3.19)$$

Où  $T_\sigma$  est la matrice de changement de base des déformations :

$$T_{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -2 \cos \theta \sin \theta & 2 \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

La relation de changement de base inverse est obtenue en inversant l'expression (3.19), soit :

$$\varepsilon = T_{\varepsilon}^{-1} \varepsilon' \quad (3.21)$$

Où  $T_{\varepsilon}^{-1}$  est la matrice inverse :

$$T_{\varepsilon}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \cos \theta \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 2 \cos \theta \sin \theta & -2 \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

### III.2.5. Matériaux orthotrope

La plupart des matériaux anisotropes possèdent une structure présentant une ou plusieurs symétries : par exemple les structures fibreuses, les matériaux composites à fibres ou tissus, etc. Les propriétés de symétries géométriques réduisent alors le nombre de constantes indépendantes nécessaires pour décrire le comportement du matériau. Cette réduction est fonction des symétries présentées par le matériau considéré. Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, perpendiculaires deux à deux. La matrice de rigidité pour un matériau orthotrope s'écrit sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

### III.2.6. Comportement élastique d'un matériau orthotrope

Les stratifiés sont constitués de couches de matériaux composites unidirectionnels ou de composites à base de tissus. Généralement, les tissus sont constitués de fils unidirectionnels croisés à 90° : l'un dans le sens chaîne, l'autre dans le sens trame. Ces couches possèdent trois plans de symétrie orthogonaux deux à deux, et se comportent d'un point de vue élastique comme un matériau orthotrope. Les directions principales (1,2) seront prises respectivement suivant la direction chaîne et la direction trame; ces directions seront également notées L et T (figure 3.1). La direction 3 orthogonale au plan de la couche sera également notée T'.

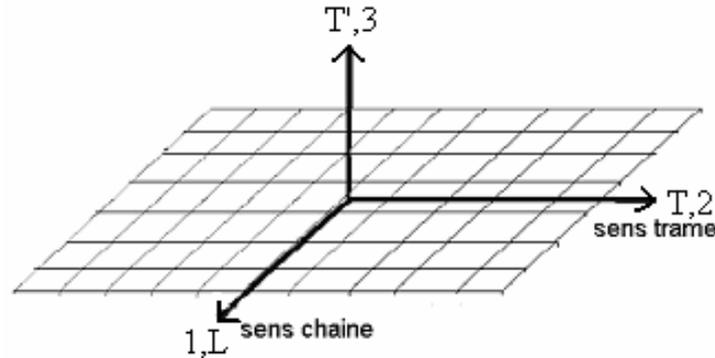


Figure 3.1. Couche de matériau composite orthotrope

#### a- Matrices de rigidité et de souplesse

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est décrit en introduisant soit les constantes de rigidité  $C_{ij}$ , soit les constantes de souplesse  $S_{ij}$ . La loi de Hook s'écrit suivant l'une des formes matricielles :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Ou :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Les matrices de rigidité et de souplesse étant inverses l'une de l'autre, nous avons :

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{S_{22}S_{33} - S_{23}^2}{\Delta S} & C_{12} &= \frac{S_{13}S_{33} - S_{12}S_{23}}{\Delta S} \\ C_{22} &= \frac{S_{33}S_{11} - S_{13}^2}{\Delta S} & C_{13} &= \frac{S_{12}S_{23} - S_{13}S_{22}}{\Delta S} \\ C_{33} &= \frac{S_{11}S_{22} - S_{12}^2}{\Delta S} & C_{23} &= \frac{S_{12}S_{13} - S_{23}S_{11}}{\Delta S} \\ C_{44} &= \frac{1}{S_{44}} & C_{55} &= \frac{1}{S_{55}} & C_{66} &= \frac{1}{S_{66}} \end{aligned} \quad (3.26)$$

Avec

$$\Delta S = S_{11}S_{22}S_{33} - S_{11}S_{23}^2 - S_{22}S_{13}^2 - S_{33}S_{12}^2 + 2S_{12}S_{23}S_{13}$$

**b- Modules de l'ingénieur**

Les modules de l'ingénieur (module de Young, coefficients de poisson, modules de cisaillement) s'expriment simplement en fonction des coefficients de souplesse.

**-Traction dans le sens chaîne**

Dans un essai de traction suivant le sens chaîne, toutes les contraintes sont nulles, excepté  $\sigma_1$ . Le module de Young et les coefficients de poisson, mesurés dans un essai de traction sont les suivants :

$$E_{ch} = E_L = E_1 = \frac{1}{S_{11}} \quad V_{LT} = V_{12} = -\frac{S_{12}}{S_{11}} \quad V_{LT'} = V_{13} = -\frac{S_{13}}{S_{11}} \quad (3.27)$$

**-Traction dans le sens trame**

Dans un essai de traction suivant le sens trame, seule la contrainte  $\sigma_2$  n'est pas nulle. Le module de Young et les coefficients de poisson, mesurés dans un essai de traction suivant le sens trame, sont les suivants :

$$E_{tr} = E_T = E_2 = \frac{1}{S_{22}} \quad V_{TL} = V_{21} = -\frac{S_{12}}{S_{22}} \quad V_{TT'} = V_{23} = -\frac{S_{23}}{S_{22}} \quad (3.28)$$

**- Traction transversale**

Nous appellerons traction transversale une traction effectuée dans une direction normale au plan de la couche. Dans un essai de traction transversale seule la contrainte  $\sigma_3$  n'est pas nulle. Nous obtenons alors le module de Young transversal et les coefficients de poisson correspondants :

$$E_{T'} = E_3 = \frac{1}{S_{33}} \quad V_{TL} = V_{13} = -\frac{S_{13}}{S_{33}} \quad V_{TT'} = V_{32} = -\frac{S_{23}}{S_{33}} \quad (3.29)$$

**- Relation entre modules d'Young et coefficients de poisson**

La comparaison des diverses relations établies (3.27), (3.28) et (3.29) permet d'écrire

$$\frac{E_L}{V_{LT}} = \frac{E_L}{V_{TL}} \quad \frac{E_T}{V_{LT'}} = \frac{E_T}{V_{TL}} \quad \frac{E_{T'}}{V_{TT'}} = \frac{E_{T'}}{V_{TT}} \quad (3.30)$$

**- Essai de cisaillement**

Dans un essai de cisaillement, toutes les contraintes sont nulles, sauf la contrainte  $\sigma_6$ . Nous en déduisons le module de cisaillement dans le plan de la couche :

$$G_{12} = G_{LT} = C_{66} = \frac{1}{S_{66}} \quad (3.31)$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

De même, nous trouvons les modules de cisaillement dans des essais transversaux :

-suivant le sens chaîne :

$$G_{13} = G_{LT} = C_{55} = \frac{1}{S_{55}} \quad (3.32)$$

-suivant le sens trame :

$$G_{23} = G_{TT} = C_{44} = \frac{1}{S_{44}} \quad (3.33)$$

En introduisant les modules de l'ingénieur, la relation d'élasticité s'écrit sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{V_{12}}{E_1} & -\frac{V_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{V_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{V_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{V_{13}}{E_1} & -\frac{V_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

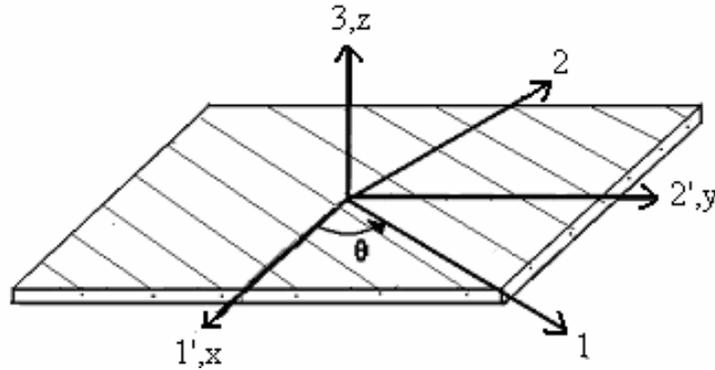
#### c- Relations d'élasticité dans un système d'axes quelconque

Nous avons étudié le comportement élastique d'un matériau composite tissu exprimé dans les directions principales : un axe suivant la direction des fibres ou des chaînes, les deux autres axes étant orthogonaux. Or comme nous le savons, les stratifiés sont élaborés par couches successives, pour faire l'étude du comportement élastique de tels stratifiés, il est alors nécessaire de prendre un système d'axes de référence pour l'ensemble du stratifié, et de rapporter le comportement élastique de chaque couche à ce système de référence.

Nous considérons une couche de matériau tissu (figure 3.2) de directions principales (1,2,3), le plan (1,2) étant confondu avec le plan de la couche, et la direction 1 confondu avec la direction des fibres ou de la chaîne. L'objectif est de caractériser les propriétés élastiques de la couche, en les exprimant dans le système d'axes de référence (1',2',3')

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

du stratifié, la direction des fibres ou de la chaîne faisant un angle  $\theta$  avec la direction  $1'$ .  
Ce système d'axes est usuellement référencé comme système  $(x,y,z)$ .



**Figure 3.2.** Axes principaux  $(1,2,3)$  et axes de référence  $(1',2',3')=(x,y,z)$  d'une couche de stratifié

Il est nécessaire de bien faire attention au fait que le changement de base :  
 $(1,2,3) \rightarrow (1',2',3')$  se fait, dans le cas présent, par une rotation d'angle  $-\theta$ .

Les expressions des constantes de rigidité sont les suivantes :

$$\begin{aligned}
 C'_{11} &= C_{11} \cos^4\theta + C_{22} \sin^4\theta + 2(C_{12} + 2C_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta \\
 C'_{12} &= (C_{11} + C_{22} - 4C_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta + C_{12} (\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\
 C'_{13} &= C_{23} \sin^2\theta + C_{13} \cos^2\theta \\
 C'_{14} &= 0 & C'_{15} &= 0 \\
 C'_{16} &= (C_{11} - C_{12} - 2C_{66}) \sin\theta \cos^3\theta + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66}) \sin^3\theta \cos\theta \\
 C'_{22} &= C_{11} \sin^4\theta + 2(C_{12} + 2C_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta + C_{22} \cos^4\theta \\
 C'_{23} &= C_{13} \sin^2\theta + C_{23} \cos^2\theta \\
 C'_{24} &= 0 & C'_{25} &= 0 \\
 C'_{26} &= (C_{11} - C_{12} - 2C_{66}) \sin^3\theta \cos\theta + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66}) \sin\theta \cos^3\theta \\
 C'_{33} &= 0 & C'_{34} &= 0 & C'_{35} &= 0 \\
 C'_{36} &= (C_{13} - C_{23}) \sin\theta \cos\theta \\
 C'_{44} &= C_{55} \sin^2\theta + C_{44} \cos^2\theta \\
 C'_{45} &= (C_{55} - C_{44}) \sin\theta \cos\theta & C'_{46} &= 0 \\
 C'_{55} &= C_{44} \sin^2\theta + C_{55} \cos^2\theta & C'_{56} &= 0 \\
 C'_{66} &= [(C_{11} + C_{22} - 2(C_{12} + C_{66})) \sin^2\theta \cos^2\theta + C_{66} (\sin^4\theta + \cos^4\theta)]
 \end{aligned}$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

Les expressions des constantes de souplesse sont les suivantes :

$$\begin{aligned}
 S'_{11} &= S_{11} \cos^4\theta + S_{22} \sin^4\theta + 2(S_{12} + 2S_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta \\
 S'_{12} &= (S_{11} + S_{22} - S_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta + S_{12} (\cos^4\theta + \sin^4\theta) \\
 S'_{13} &= S_{23} \sin^2\theta + S_{13} \cos^2\theta \\
 S'_{14} &= 0 & S'_{15} &= 0 \\
 S'_{16} &= [2(S_{11} - S_{12}) - S_{66}] \sin\theta \cos^3\theta + [2(S_{12} - S_{22}) + S_{66}] \sin^3\theta \cos\theta \\
 S'_{22} &= S_{11} \sin^4\theta + (2S_{12} + S_{66}) \sin^2\theta \cos^2\theta + S_{22} \cos^4\theta \\
 S'_{23} &= S_{13} \sin^2\theta + S_{23} \cos^2\theta \\
 S'_{24} &= 0 & S'_{25} &= 0 \\
 S'_{26} &= [2(S_{11} - S_{12}) - S_{66}] \sin^3\theta \cos\theta + [2(S_{12} - S_{22}) + S_{66}] \sin\theta \cos^3\theta \\
 S'_{33} &= 0 & S'_{34} &= 0 & S'_{35} &= 0 \\
 S'_{36} &= 2(S_{13} - S_{23}) \sin\theta \cos\theta \\
 S'_{44} &= S_{55} \sin^2\theta + S_{44} \cos^2\theta \\
 S'_{45} &= (S_{55} - S_{44}) \sin\theta \cos\theta & S'_{46} &= 0 \\
 S'_{55} &= S_{44} \sin^2\theta + S_{55} \cos^2\theta & S'_{56} &= 0 \\
 S'_{66} &= 2[2(S_{11} + S_{22} - 2S_{12}) - S_{66}] \sin^2\theta \cos^2\theta + S_{66} (\sin^4\theta + \cos^4\theta)
 \end{aligned}$$

### III.3. Etat de contraintes planes

Dans le cas où le problème d'élasticité peut être ramené à un problème d'élasticité à deux dimensions, les relations établies précédemment dans le cas général se simplifient.

#### III.3.1. Equations d'élasticité pour un état de contraintes planes

Les contraintes en un point M s'écrivent donc sous la forme :

$$\begin{bmatrix} \sigma'_1 \\ \sigma'_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma'_{11} \\ \sigma'_{22} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma'_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

Les déformations sont données par :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon'_1 \\ \varepsilon'_2 \\ \varepsilon'_3 \\ \varepsilon'_4 \\ \varepsilon'_5 \\ \varepsilon'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S'_{11} & S'_{12} & S'_{13} & 0 & 0 & S'_{16} \\ S'_{12} & S'_{22} & S'_{23} & 0 & 0 & S'_{26} \\ S'_{13} & S'_{23} & S'_{33} & 0 & 0 & S'_{36} \\ 0 & 0 & 0 & S'_{44} & S'_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S'_{45} & S'_{55} & 0 \\ S'_{16} & S'_{26} & S'_{36} & 0 & 0 & S'_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma'_1 \\ \sigma'_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma'_6 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

Les relations entre contraintes et déformations exprimées à l'aide des coefficients de rigidité s'écrivent :

$$\begin{bmatrix} \sigma'_1 \\ \sigma'_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C'_{11} & C'_{12} & C'_{13} & 0 & 0 & C'_{16} \\ C'_{12} & C'_{22} & C'_{23} & 0 & 0 & C'_{26} \\ C'_{13} & C'_{23} & C'_{33} & 0 & 0 & C'_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C'_{44} & C'_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C'_{45} & C'_{55} & 0 \\ C'_{16} & C'_{26} & C'_{36} & 0 & 0 & C'_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon'_1 \\ \varepsilon'_2 \\ \varepsilon'_3 \\ 0 \\ 0 \\ \varepsilon'_6 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Soit :

$$\begin{aligned} \sigma'_1 &= C'_{11}\varepsilon'_1 + C'_{12}\varepsilon'_2 + C'_{13}\varepsilon'_3 + C'_{16}\varepsilon'_6 \\ \sigma'_2 &= C'_{12}\varepsilon'_1 + C'_{22}\varepsilon'_2 + C'_{23}\varepsilon'_3 + C'_{26}\varepsilon'_6 \\ 0 &= C'_{13}\varepsilon'_1 + C'_{23}\varepsilon'_2 + C'_{33}\varepsilon'_3 + C'_{36}\varepsilon'_6 \\ \sigma'_6 &= C'_{16}\varepsilon'_1 + C'_{26}\varepsilon'_2 + C'_{36}\varepsilon'_3 + C'_{66}\varepsilon'_6 \end{aligned} \quad (3.38)$$

Ces relations montrent que les déformations  $\varepsilon'_1$ ,  $\varepsilon'_2$ ,  $\varepsilon'_3$  et  $\varepsilon'_6$  ne sont pas indépendantes. Nous en tirons :

$$\varepsilon'_3 = \frac{1}{C'_{33}} (C'_{13}\varepsilon'_1 + C'_{23}\varepsilon'_2 + C'_{36}\varepsilon'_6) \quad (3.39)$$

Cette expression permet d'exprimer les contraintes  $\sigma'_1$ ,  $\sigma'_2$  et  $\sigma'_6$  en fonction des déformations  $\varepsilon'_1$ ,  $\varepsilon'_2$ , et  $\varepsilon'_6$ . Par exemple, nous obtenons :

$$\sigma'_1 = \left( C'_{11} - \frac{C'_{13}{}^2}{C'_{33}} \right) \varepsilon'_1 + \left( C'_{12} - \frac{C'_{13}C'_{23}}{C'_{33}} \right) \varepsilon'_2 + \left( C'_{16} - \frac{C'_{13}C'_{36}}{C'_{33}} \right) \varepsilon'_6 \quad (3.40)$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

Et des expressions analogues pour  $\sigma'_2$  et  $\sigma'_6$ . Ces trois relations en  $\sigma'_1$ ,  $\sigma'_2$  et  $\sigma'_6$  peuvent alors s'exprimer sous la forme matricielle :

$$\begin{bmatrix} \sigma'_1 \\ \sigma'_2 \\ \sigma'_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ Q'_{12} & Q'_{22} & Q'_{26} \\ Q'_{16} & Q'_{26} & Q'_{36} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon'_1 \\ \varepsilon'_2 \\ \varepsilon'_6 \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

En posant :

$$Q'_{ij} = \left( C'_{ij} - \frac{C'_{i3} C'_{j3}}{C'_{33}} \right) \quad (3.42)$$

Avec :  $Q'_{ij} = Q'_{ji}$   $i, j = 1, 2, 6$

$$Q' = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ Q'_{12} & Q'_{22} & Q'_{26} \\ Q'_{16} & Q'_{26} & Q'_{36} \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

est la matrice de rigidité réduite.

Dans les axes principaux d'un composite orthotrope, les constantes de rigidité sont telles que :

$$\begin{aligned} C'_{11} &= C_{11} & C'_{12} &= C_{12} & C'_{13} &= C_{13} \\ C'_{22} &= C_{22} & C'_{23} &= C_{23} & C'_{33} &= C_{33} \\ C'_{66} &= C_{66} & C'_{16} &= C_{26} = C'_{36} & &= 0 \end{aligned}$$

Les constantes de rigidité réduites exprimées dans les axes principaux :

$$\begin{aligned} Q_{11} &= C_{11} - \frac{C_{13}^2}{C_{33}} & Q_{12} &= C_{12} - \frac{C_{13}C_{23}}{C_{33}} & Q_{16} &= 0 \\ Q_{22} &= C_{22} - \frac{C_{23}^2}{C_{33}} & Q_{26} &= 0 & Q_{66} &= C_{66} \end{aligned} \quad (3.44)$$

Les constantes de rigidité réduites en fonction des modules d'élasticité dans les axes principaux :

$$\begin{aligned}
 Q_{11} &= \frac{E_L}{1 - V_{LT}V_{TL}} = \frac{E_L}{1 - \frac{E_T}{E_L}V_{LT}^2} \\
 Q_{22} &= \frac{E_T}{1 - V_{LT}V_{TL}} = \frac{E_T}{1 - \frac{E_T}{E_L}V_{LT}^2} = \frac{E_T}{E_L} Q_{11} \\
 Q_{12} &= \frac{V_{LT}E_T}{1 - V_{LT}V_{TL}} = V_{LT}Q_{22} \\
 Q_{66} &= G_{LT}
 \end{aligned} \tag{3.45}$$

### III.4. Théorie classique des stratifiés

#### III.4.1. Equation constitutive d'une plaque stratifiée

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée exprime les résultantes et moments en fonction des déformations en membrane et des courbures. Elle est sous la forme suivante :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \tag{3.46}$$

Les termes des matrices introduites exprimés en introduisant l'épaisseur  $e_k$  et la cote  $z_k$  du centre de la couche  $k$  sont les suivants :

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k \tag{3.47}$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k z_k \tag{3.48}$$

$$D_{ij} = \sum (Q'_{ij})_k \left( e_k z_k^2 + \frac{e_k^3}{12} \right) \tag{3.49}$$

### III.4.2. Expression générale

L'importance de développer une analyse des poutres est liée d'une part à l'utilisation des poutres comme éléments de base des structures, et d'autre part à la caractérisation mécanique des stratifiés ou sandwichs à partir d'essais de flexion sur des éprouvettes en forme de poutres. La théorie des poutres considère que la longueur  $L$  de la poutre est très supérieure à sa largeur :  $L \gg b$  (figure 3.3).

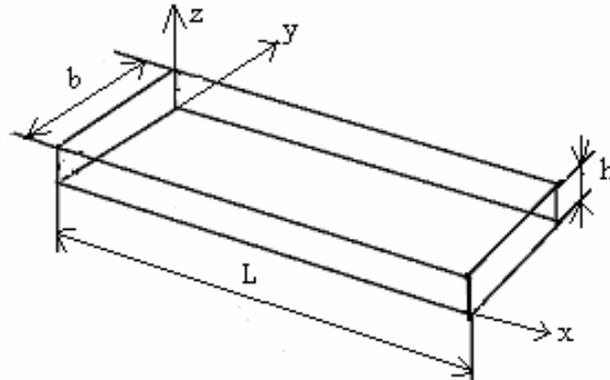


Figure 3.3. Elément poutre

Dans le cas de la flexion pure d'un stratifié symétrique, l'équation constitutive se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

L'équation (3.50) peut s'écrire sous la forme inverse suivante :

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11}^* & D_{12}^* & D_{16}^* \\ D_{12}^* & D_{22}^* & D_{26}^* \\ D_{16}^* & D_{26}^* & D_{66}^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

$k_x$ ,  $k_y$  et  $k_{xy}$  sont définis comme suit :

$$k_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = D_{11}^* M_x \quad (3.52)$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

La théorie des poutres fait l'hypothèse que, dans le cas d'une flexion suivant l'axe x, les moments  $M_y$  et  $M_{xy}$  sont nuls et que la flèche n'est fonction que de x :

$$k_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = D_{12}^* M_x \quad (3.53)$$

$$k_{xy} = -2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = D_{16}^* M_x \quad (3.54)$$

Où  $D_{ij}^*$  sont les éléments de la matrice inverse de  $[D_{ij}]$ :

$$D_{11}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{22}D_{66} - D_{26}^2) \quad D_{12}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{22}D_{26} - D_{12}D_{66})$$

$$D_{16}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{11}D_{26} - D_{16}D_{22}) \quad D_{22}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{11}D_{16} - D_{16}^2)$$

$$D_{26}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{12}D_{16} - D_{26}D_{11}) \quad D_{66}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{11}D_{22} - D_{12}^2)$$

$\Delta$  est le déterminant de la matrice  $[D_{ij}]$  :

$$\Delta = D_{11}D_{22}D_{66} + 2D_{12}D_{16}D_{26} - D_{11}D_{26}^2 - D_{22}D_{16}^2 - D_{66}D_{12}^2$$

Les contraintes dans la couche K du stratifié s'écrivent :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = Z \begin{bmatrix} Q_{11}^k & Q_{12}^k & Q_{16}^k \\ Q_{12}^k & Q_{22}^k & Q_{26}^k \\ Q_{16}^k & Q_{26}^k & Q_{36}^k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

#### III.4.3. Flexion 3 points

Nous considérons une poutre en flexion 3 points (figure 3.4). La symétrie du problème conduit à ne considérer qu'une moitié de poutre.

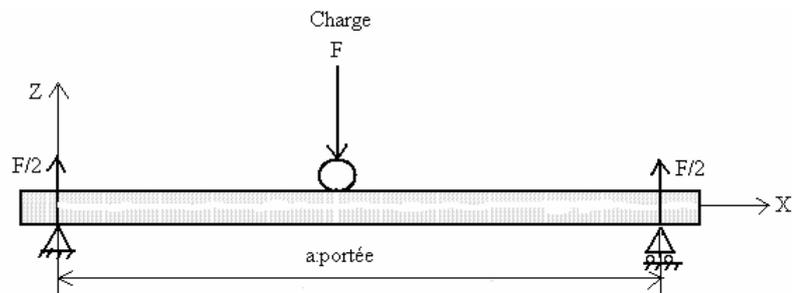


Figure 3.4. Flexion 3 points

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

Le moment de flexion s'exprime par la relation :

$$M = -Px / 2 \quad 0 < x < L / 2 \quad (3.56)$$

Où P est la charge totale exercée au milieu de la poutre.

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{px}{2E_x I} \quad 0 < x < L / 2 \quad (3.57)$$

I le moment quadratique de la section droite de la poutre par rapport au plan (x,y) :

$$I = I_{xy} = \frac{bh^3}{12} \quad (3.58)$$

$E_x$  est le module de flexion de la poutre :

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} \quad (3.59)$$

La flèche  $w_c$  au centre de la poutre ( $x = l/2$ ) s'écrit :

$$w_c = PL^3 / (48E_x I) = PL^3 D_{11}^* / (48bh^3) \quad (3.60)$$

Les contraintes dans la couche K s'écrivent :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -6 a_{xx}^k Pxz / bh^3 \\ \sigma_{yy}^k &= -6 a_{yy}^k Pxz / bh^3 \\ \sigma_{xy}^k &= -6 a_{xy}^k Pxz / bh^3 \end{aligned} \quad (3.61)$$

Ces contraintes sont maximales pour  $x = L/2$ , soit :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -3 a_{xx}^k PLz / bh^3 \\ \sigma_{yy}^k &= -3 a_{yy}^k PLz / bh^3 \\ \sigma_{xy}^k &= -3 a_{xy}^k PLz / bh^3 \end{aligned} \quad (3.62)$$

Dans le cas d'une poutre en matériau homogène isotrope :  $a_{xx}=1$ , et la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = -\frac{3PL}{bh^3} z \quad (3.63)$$

### Chapitre III: Eléments sur la mécanique des matériaux composites

La contrainte maximale est atteinte sur la face intérieure ( $z = -h/2$ ), et s'exprime suivant :

$$\sigma_{xx \max} = \sigma_o = 3PL / 2bh^2 \quad (3.64)$$

La contrainte dans la couche K d'un stratifié peut donc s'écrire sous la forme :

$$\sigma_{xx}^k = -2a_{xx}^k \sigma_0 z / h \quad (3.65)$$

# **Chapitre IV**

## Elaboration des stratifiés

## **IV.1. Introduction**

La technologie moderne a besoin de matériaux qui allient à la fois une rigidité, une résistance mécanique, une ténacité élevée et une grande légèreté. Aucun matériau simple ne permet de combiner ces caractéristiques physiques, et pour atteindre cet objectif il faut nécessairement utiliser un matériau composite. Dans ce domaine, les matériaux composites à base de fibres jouent un rôle de plus en plus important dans les techniques avancées. Les propriétés mécaniques des composites fibreux dépendent de la quantité, de la taille et surtout de l'orientation des fibres.

L'introduction des composites à fibres a révolutionné certains domaines notamment ceux liés aux technologies avancées. Des composants structuraux pour avions commerciaux et des cellules complètes pour avions de tourisme sont maintenant fabriqués en composites à fibres [17].

Le comportement mécanique d'un matériau composite varie fortement avec l'orientation des fibres. Pour obtenir une résistance mécanique élevée, il faut orienter les fibres parallèlement à la direction des contraintes les plus élevées. Dans le cas des matériaux composites, l'élaboration du matériau et la fabrication du composant sont dans un grand nombre de cas simultanées et indissociables. Un premier type de structures réalisables à l'aide d'un matériau composite est constitué par les plaques de coques stratifiées. Dans une plaque sollicitée en flexion, ce sont les couches externes qui sont les plus sollicitées [13].

En raison de la différence de rigidité mécanique entre la matrice et le renfort des structures stratifiées, il se produit des contraintes de cisaillement importantes à l'interface, les stratifiés se dégradent souvent par délaminage, c'est-à-dire par descellement des couches entre elles.

La fatigue des matériaux composites dépend de la nature des fibres et des résines, de la qualité de l'interface; autant de paramètres susceptibles d'être optimisés pour améliorer la résistance à la fatigue [47].

Les résines les plus employées dans les matériaux composites sont les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques. Les résines thermodurcissables sont des polymères, qui après un traitement thermique ou physico-chimique (durcisseur), se transforment en des produits essentiellement infusibles et insolubles. Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois.

Les résines thermoplastiques, en revanche, peuvent être alternativement ramollies par chauffage et durcies par refroidissement dans un intervalle spécifique du polymère étudié[42].

La matrice constituant le matériau composite de cette étude est une matrice thermodurcissable.

Dans ce chapitre nous nous limiterons à l'élaboration des stratifiés constitués d'un renfort métallique tissé orienté à 0°, et d'une matrice en résine époxyde. Trois familles d'échantillons seront préparées sous forme de plaques en fonction de la maille du tissu (faible, moyenne ou grosse) et du diamètre des fibres.

### IV.2. Préparation des échantillons

Les matériaux stratifiés à matrice polymère (polyester, époxyde, etc.) et à fibres de verre, de carbone ou de kevlar sont largement utilisés lorsque des performances mécaniques élevées sont souhaitées, la nature des stratifiés retenus dépendent du domaine d'utilisation [25].

Les éprouvettes utilisées en flexion 3 points sont des barreaux de forme prismatique découpés à l'aide d'une tronçonneuse à disque diamanté, à partir de la plaque de 300mm\*300mm selon la norme AFNOR NFT57-105 équivalente à la norme ASTM79084a [30], dont la longueur totale de l'éprouvette égale à 20 fois l'épaisseur h.

Les stratifiés utilisés sont élaborés et expérimentés au laboratoire des Matériaux Minéraux et Composites (LMMC), institut de Génie des Matériaux, de l'Université de Boumerdès et qui sont constitués d'une matrice en résine époxyde et d'un renfort en fibres métallique tissées orientées à 0°, avec différents diamètres de fibres et différentes mailles.

#### IV.2.1. Caractérisation des fibres

Le renfort utilisé pour l'élaboration des stratifiés faisant l'objet de notre étude est un renfort tissu à fibres métalliques (un tissu comporte des fils de chaîne et des fils de trame disposés perpendiculairement). Afin de déterminer les caractéristiques mécaniques des fibres, des échantillons de chaque type de renfort, sont sollicités en traction sur une machine d'essai hydraulique universelle type ZWICK de 2,5KN de capacité, dont l'acquisition et le pilotage se font par ordinateur.

#### **IV.2.1.1. Essai de traction**

Essai de base, il permet de déterminer la loi de comportement contrainte -déformation dans une direction donnée. Les caractéristiques habituelles que l'on en déduit sont le module d'Young, le coefficient de poisson, ainsi que la contrainte et l'allongement relatifs aux points singuliers de la loi de comportement (limite de linéarité, charge maximale, etc.) [38].

L'essai de traction sert à mesurer la résistance d'un matériau soumis à une force statique ou d'application progressive. L'essai de traction permet d'obtenir les caractéristiques mécaniques d'un matériau (la résistance, la rigidité et la ductilité d'un matériau).

#### **IV.2.1.2. Principe d'essai de traction**

L'essai de traction est l'essai mécanique le plus fréquemment utilisé. Il consiste à soumettre une éprouvette du matériau à étudier à une traction et à mesurer l'allongement  $\Delta l$  correspondant à une force  $F$ .

L'éprouvette est serrée dans les mâchoires de la machine de traction, une extrémité est maintenue fixe, sur l'autre extrémité, un effort de traction progressif est exercé suivant l'axe de l'éprouvette jusqu'à la rupture. Une jauge de déformation (extensomètre) mesure l'élongation. La contrainte obtenue à la force appliquée la plus élevée est la résistance à la traction. La limite d'élasticité est la contrainte pour laquelle une portion spécifique de déformation plastique (généralement 0,2 %) est produite. L'allongement est défini par la proportion d'étirement de l'éprouvette avant rupture [40].

#### **IV.2.1.3. Epreuves utilisées**

Deux formes d'éprouvettes sont utilisées pour la caractérisation des fibres.

-Première forme d'éprouvettes :

Cinq éprouvettes sont testées pour chaque type de renfort avec une vitesse d'essai de 2mm/min, les éprouvettes utilisées ont les dimensions récapitulées sur le tableau suivant :

Tableau 4.1. Dimensions des éprouvettes.

Fils	Diamètre des fils (mm)	Section des mailles (mm <sup>2</sup> )	Longueur des éprouvettes (mm)	Largeur des éprouvettes (mm)	Épaisseur des éprouvettes (mm)
Fin	0,16	1,00	150	15	0,33
Moyen	0,17	4,00	150	15	0,34
Gros	0,25	6,25	150	15	0,50

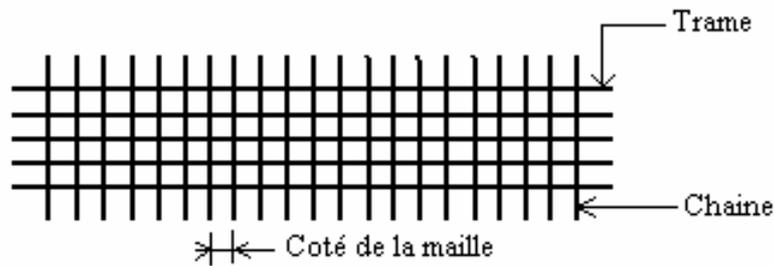


Figure 4.1. Première forme d'éprouvettes utilisées pour la caractérisation des fibres.

-Deuxième forme d'éprouvettes :

Un fil de longueur L égale à 150mm, est testé pour chaque type de renfort avec une vitesse d'essai de 2mm/min.

**IV.2.1.4. Machine d'essai**

La machine doit être conforme à la norme NF ISO.5893 [29]. Elle doit être capable d'assurer les vitesses d'essai recommandées (avec les tolérances spécifiques à chaque vitesse).

La machine ayant servi à la réalisation de l'essai de traction, est une machine d'essai hydraulique universelle pilotée par ordinateur, type ZWICK de 2,5KN de capacité.



*Figure 4.2. Machine d'essai ZWICK de 2,5 KN de capacité.*

#### **IV.2.1.5. Résultats obtenus**

Première forme.

Les éprouvettes utilisées pour l'essai sont normalisées dont les dimensions sont :  
 $L/b = 150/15$ ,  $l_0 = 100\text{mm}$

Où :

$L$  : longueur totale de l'éprouvette en (mm),  $b$  : largeur de l'éprouvette en (mm),  
 $l_0$  : longueur de traction en (mm).

Les éprouvettes préparées sont en fonction du diamètre du fil et la section de la maille.

GF : gros fil de 0,25mm de diamètre, FM : fil moyen de 0,17mm de diamètre, FF : fil fin de 0,16mm de diamètre.

Les caractéristiques mécaniques ainsi que les diagrammes force – déplacement obtenus lors de l'essai de traction sont les suivants :

Tableau 4.2.a. Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort GF.

Nr	b mm	L <sub>0</sub> mm	E KN/mm <sup>2</sup>	F <sub>max</sub> N	ε <sub>rmax</sub> %	ε <sub>Rupt</sub> %
1	15	100,26	0,5781	208,78	2,81	3,41
2	15	100,06	0,9404	234,96	1,85	2,20
3	15	100,05	0,5430	214,51	1,81	2,38
4	15	100,05	0,8869	227,62	2,18	2,30
5	15	100,05	1,5408	250,61	2,14	2,16
X	15	100,09	0,9781	227,30	2,16	2,49
S	0,000	0,09	0,4143	16,65	0,40	0,52

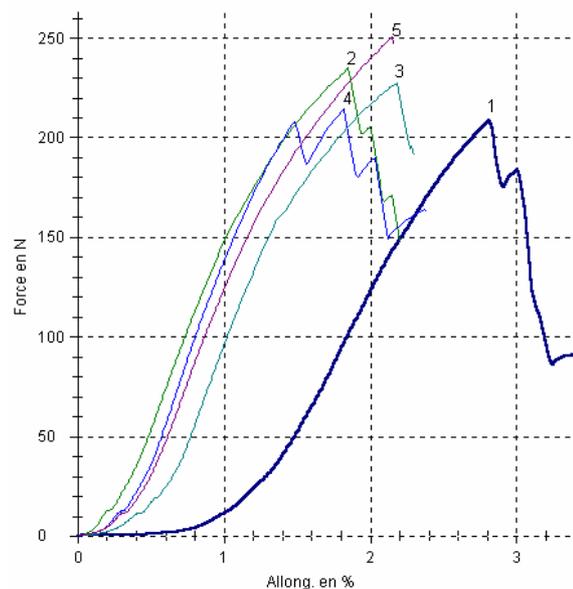


Figure 4.3. Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort GF.

Tableau 4.2.b. Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort FM.

Nr	b mm	L <sub>0</sub> mm	E KN/mm <sup>2</sup>	F <sub>max</sub> N	ε <sub>rmax</sub> %	ε <sub>Rupt</sub> %
1	15	100,11	3,51	261,39	2,13	2,13
2	15	100,03	3,61	252,42	1,82	1,89
3	15	100,10	3,55	260,30	2,18	2,18
4	15	100,07	3,38	249,29	2,06	2,12
5	15	100,11	2,85	235,20	2,55	2,69
X	15	100,08	3,38	251,72	2,15	2,20
S	0,000	0,03	0,31	10,65	0,26	0,29

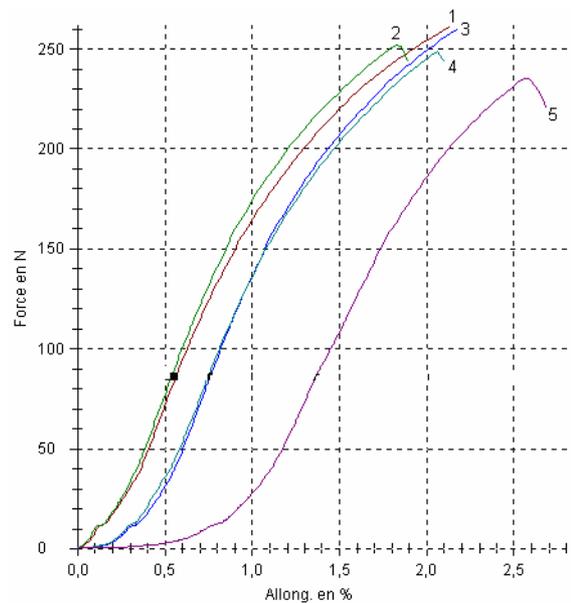


Figure 4.4. Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort FM.

Tableau 4.2.c. Résultats d'essai de traction des éprouvettes avec le renfort FF.

Nr	b mm	L <sub>0</sub> mm	E KN/mm <sup>2</sup>	F <sub>max</sub> N	ε <sub>rmax</sub> %	ε <sub>Rupt</sub> %
1	15	100,10	2,67	271,05	7,31	7,31
2	15	100,14	2,67	298,08	8,96	8,96
3	15	100,14	3,16	319,35	8,28	8,28
4	14	100,12	0,14	311,39	8,68	8,68
5	15	100,04	2,75	269,41	6,53	6,82
X	14,8	100,11	2,28	293,85	7,95	8,01
S	0,4472	0,04	1,21	22,87	1,01	0,95

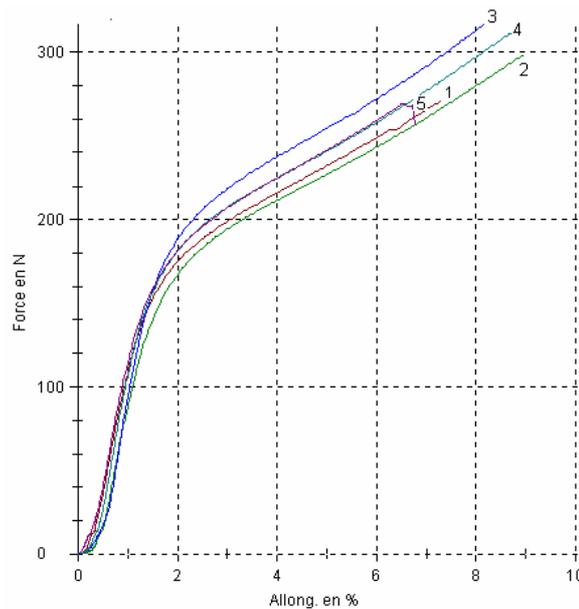


Figure 4.5. Diagramme force allongement en traction des éprouvettes avec le renfort FF.

#### Chapitre IV: Elaboration des stratifiés.

---

Deuxième forme d'éprouvettes.

Les caractéristiques mécaniques des échantillons en fibres ainsi que les courbes force-déplacement sont suivants:

Avec:

-Numéro 01 correspond au fil moyen.

-Numéro 02 correspond au gros fil.

-Numéro 03 correspond au fil fin.

*Tableau 4.2.d. Résultats d'essai de traction des éprouvettes en fibres.*

Nr	b mm	L <sub>0</sub> mm	E KN/mm <sup>2</sup>	F <sub>max</sub> N	ε <sub>rmax</sub> %	ε <sub>Rupt</sub> %
1	15	100,21	1,48	43,43	2,40	2,41
2	15	100,10	3,01	86,78	2,02	2,03
3	15	100,04	1,05	43,23	2,63	2,64
X	15	100,11	1,8567	57,81	2,35	2,36
S	0,000	0,086	1,0301	25,09	0,31	0,30

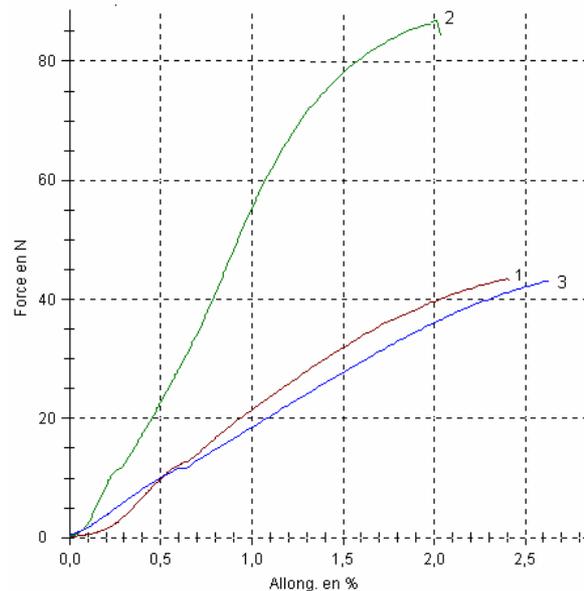


Figure 4.6. Diagramme force allongement en traction des trois fils.

#### IV.2.1.6. Interprétation des résultats

1<sup>ère</sup> forme d'éprouvettes :

A partir des résultats obtenus des trois types de renfort (GF, FM, FF), nous remarquons que la plus grande valeur moyenne du module d'élasticité est celle obtenue avec le fil moyen ( $E = 3,38 \text{ KN/mm}^2$ ). Par contre la force maximale moyenne qui correspond au début de rupture est obtenue avec le fil fin ( $F_{\max} = 293,85 \text{ KN}$ ).

2<sup>ème</sup> forme d'éprouvettes :

Des résultats obtenus lors de l'essai de traction sur les échantillons en fibres, nous remarquons que le fil numéro 2, qui correspond au gros fil, possède la plus grande valeur du module d'élasticité, qui est de  $3,01 \text{ KN/mm}^2$  et la plus grande valeur de la force maximale, qui est de  $86,78 \text{ KN}$ .

#### IV.2.2. Caractéristiques mécaniques de la résine époxyde

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.) [6].

Les résines époxydes proviennent de la réaction entre l'épichlorhydrine et le bisphénol A (ou parfois, épichlorhydrine / polyphénol). La réaction de durcissement nécessite un agent de réticulation ou durcisseur. On distingue plusieurs classes de résine en fonction du durcissement à froid ou à chaud et de la tenue en température [26].

Les résines époxydes se caractérisent par des performances mécaniques élevées supérieures à celles des polyesters, une meilleure tenue en température, des performances adhésives certaines, ainsi qu'un retrait volumique limité [37].

La résine époxyde utilisée pour l'élaboration des stratifiés faisant l'objet de notre étude, est le Médopoxy Inject, livrée sous forme de kit prédosé à deux composants :

Elément A : Résine

Elément B : Durcisseur

Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

-Masse volumique	1100 à 1500kg/m <sup>3</sup>
-Densité	1.1± 1
-Viscosité à 25°C	800MPa.S
-Module d'élasticité en traction	3 à 5GPa
-Contrainte à la rupture en traction	60 à 80MPa
-Contrainte à la rupture en flexion	100 à 150MPa
-Allongement à la rupture	2 à 5%
-Résistance au cisaillement	30 à 50MPa
-Résistance à la compression	70MPa
-Température de fléchissement sous charge	290°C
-Durée de vie en pot après mélange	30minutes à 20°C
-Rapport du mélange	Elément A : 3kg - Elément B : 2kg

Conditions d'utilisation

Ne pas appliquer lorsque la température ambiante ou celle du support est inférieure à 10°C ou à 35°C.

Mode de préparation du mélange

- Le produit mélangé a une durée de vie en pot limitée, elle est de 30mn à 20°C.
- Terminer tous les préparatifs avant la préparation du mélange et ne préparer que la quantité du mélange pouvant être utilisée durant ce temps.
- Il est très important de bien remuer les deux éléments constituant le Médopoxy Inject, afin d'obtenir un mélange homogène et de complètement vider les récipients afin de respecter le rapport du mélange.
- Verser l'élément B (durcisseur) dans l'élément A (résine) en veillant à respecter le rapport de mélange : 665g d'élément B pour 1kg d'élément A.
- Ne pas mélanger manuellement.
- Remuer pendant 3 à 5mn avec un agitateur électrique à faible vitesse de rotation.

## Chapitre IV: Elaboration des stratifiés.

---

-Racler plusieurs fois les parois du récipient afin d'assurer une dispersion totale [27].

### Condition de stockage

Le produit se conserve 1 année à l'abri de la chaleur et de l'humidité dans son emballage d'origine fermé hermétiquement.

### Précautions d'emploi

Les résines époxydiques peuvent irriter la peau et les muqueuses, en conséquence, il est conseillé de mettre des gants de caoutchouc lors de l'utilisation. En cas de contact avec les yeux, laver à grande eau et consulter un médecin.

Nettoyer les outils après l'application à l'aide d'un diluant époxy (Medilupox).

### Avantages et inconvénients

Les avantages et les inconvénients sont récapitulés sur le tableau suivant :

Tableau 4.3. Avantages et inconvénients de la résine époxyde.

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"><li>-Bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, fluage, etc.)</li><li>-Bonne tenue aux températures élevées, jusqu'à 150° à 190°) et à la fatigue.</li><li>-Faible retrait (1%).</li><li>-Stabilité dimensionnelle.</li><li>-Bon comportement chimique.</li><li>-Excellente adhérence sur fibres et métaux.</li><li>-Mise en œuvre facile sans solvant.</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>-Prix élevé.</li><li>-Sensibilité à l'humidité et à l'ultra violet.</li><li>-Vieillessement sous température.</li><li>-Sensibilité au choc thermique.</li><li>-Une sensibilité à la fissuration.</li><li>-La nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre.</li></ul>

### **IV.2.3. Procédé de fabrication**

La mise en œuvre des stratifiés a été réalisée par moulage sous vide, par la technique dite du "sac". Les différentes couches étaient stratifiées à température ambiante, puis moulées sous vide entre moule et contre moule après interposition de divers tissus de moulage.

Le tissu synthétique est un tissu de délaminage, dont la fonction est de préparer les surfaces des stratifiés pour assurer, après délaminage une bonne interface pour toute opération de collage ou de finition. Le tissu synthétique est ensuite recouvert d'un film plastique, ce film permet d'assurer l'homogénéité de la résorption de la résine.

Les couches sont superposées sur le film plastique puis la résine est étalée sur toute la surface du renfort, la pénétration de la résine à l'intérieur des couches est assurée à l'aide d'un pinceau spécial. Un deuxième film plastique est superposé sur la surface de la plaque, et enfin un composant final qui est le tissu synthétique, est déroulé sur le film, de manière à assurer un vide uniformément réparti.

Cet ensemble est mis dans un sac en plastique dans lequel on fait une dépression pendant 10 heures à température ambiante. L'interposition d'un moule et un contre moule évite la formation de plis du sac, puis l'échantillon est mis dans un séchoir pendant 12 heures. La découpe des plaques a été réalisée ensuite avec une tronçonneuse à disque diamanté.

## Chapitre V

### Analyse des résultats obtenus lors de l'essai de flexion 3 points

## V.1. Introduction

Il n'existe pas de mauvais matériaux, mais de mauvaises utilisations. La comparaison des propriétés mécaniques de différents matériaux permet de justifier le choix de tels matériaux. Ces caractéristiques sont intéressantes dès que l'on cherche à optimiser le coût et la masse d'une structure.

La science des matériaux est l'étude des relations qui existent entre leur structure et leurs caractéristiques générales. Avant d'étudier la structure d'un matériau, ses propriétés et son comportement, il est cependant nécessaire de savoir comment le caractériser.

Pour être en mesure d'utiliser un matériau de façon rationnelle, nous devons d'abord connaître ses caractéristiques fonctionnelles et sa structure, ce qui nous permettra de comprendre, voire de prédire, son comportement en service. Afin de caractériser le comportement mécanique d'un matériau soumis à des forces extérieures qui engendrent des contraintes et des déformations, on a recours à un certain nombre d'essais normalisés; ces essais permettent de déterminer des valeurs (limite d'élasticité, résistance à la traction, dureté, etc.) que nous utilisons ensuite dans nos calculs. Il existe également des méthodes de caractérisation de la structure des matériaux. Toutes ces méthodes expérimentales permettent d'établir des relations entre structure et propriétés [33].

Le calcul d'une pièce et la détermination des contraintes admissibles ne peuvent être déterminés sans connaître les caractéristiques mécaniques du matériau à utiliser. Entre autres, à partir de quelle charge la pièce commence à se déformer de façon irréversible, entraînant ainsi une modification de sa géométrie, et à partir de quelle charge il y a risque de rupture. Le but des essais mécaniques est d'obtenir des valeurs des propriétés qui permettront d'apprécier le comportement d'un matériau en service. Plusieurs auteurs [49], [50], [51], [52], [53], ont proposés des méthodes pour estimer la durée de vie à partir d'un nombre d'essais minimum.

Les méthodes de caractérisation mécanique applicables aux élastomères, aux matières plastiques et aux composites sont des outils de base de l'expertise, parce qu'elles permettent de vérifier les caractéristiques mécaniques des matériaux incriminés [34].

## V.2. Essai

Les éprouvettes sont sollicitées en flexion 3 points sur une machine d'essai hydraulique universelle type ZWICK de 2,5KN de capacité dont l'acquisition et le pilotage se font par ordinateur.

### V.2.1. Essai de flexion

L'essai de flexion est un test mécanique statique, qui fait partie de la famille des essais indépendants du temps (comme le choc, la dureté...). Cet essai permet de caractériser des propriétés intrinsèques et extrinsèques du matériau étudié. Il est très facile à mettre en œuvre (absence de système de fixation d'éprouvette, géométrie simple de l'échantillon), et il reproduit assez bien les sollicitations courantes auxquelles sont soumises les pièces industrielles.

L'essai de flexion 3 points détermine l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance des appuis (figure 5.1). On impose à une éprouvette normalisée une déformation, ou flèche, à vitesse de déformation constante, et on mesure la force qu'oppose l'éprouvette à cette déformation [28].



*Figure 5.1. Banc d'essai*

### V.2.2. Principe d'essai de flexion 3 points

Une éprouvette, supportée comme une poutre, est soumise à une flexion au milieu de la portée, à une vitesse constante, jusqu'à la rupture de l'éprouvette ou jusqu'à ce que la déformation ait atteint une valeur prédéterminée, les contraintes varient de façon continue de part et d'autre de l'axe neutre, où elles sont nulles; d'un côté, elles sont en compression (coté concave de l'éprouvette) et de l'autre, en tension. Durant cet essai, la charge supportée par l'éprouvette est mesurée.

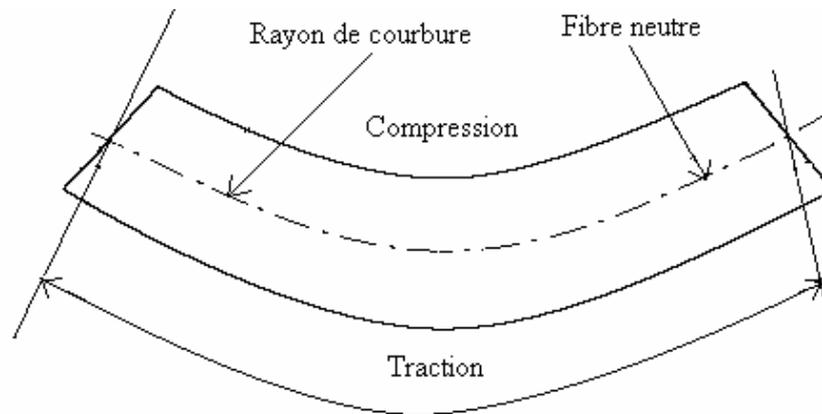


Figure 5.2. Déformation d'un tronçon de poutre.

Cet essai permet de connaître :

- le comportement mécanique du matériau.
- les propriétés du matériau.
- les valeurs des caractéristiques du matériau.

Les informations extraites de l'essai de flexion 3 points sont les suivantes :

- contrainte et flèche à la rupture.
- module d'élasticité en flexion [34].

### V.2.3. Eprouvettes utilisées

Selon la norme AFNOR NFT 57-105 équivalente à la norme ASTM D 790-84a, et à partir des plaques préparées (300mm\*300mm), on découpe à l'aide d'une tronçonneuse à disque diamanté les éprouvettes utilisées.

L'usage courant est d'amener les éprouvettes 24h avant l'essai dans le laboratoire de façon qu'elles soient à la température et au degré d'hygrométrie du laboratoire. On peut suivre en cela les recommandations de la norme ISO291 [54].

Les dimensions des éprouvettes doivent être conformes à la norme du matériau concerné. Les dimensions des éprouvettes sont représentées sur le tableau (5.1). La distance entre appuis est égale à 16h.

## Chapitre V: Analyse des résultats obtenus lors de l'essai de flexion 3 points.

---

h : épaisseur de l'éprouvette.

b : largeur de l'éprouvette.

l : longueur totale de l'éprouvette.

L : longueur entre appuis.

Tableau 5.1. Dimensions des éprouvettes (mm).

Longueur totale de l'éprouvette l	Longueur entre appui L	Largeur de l'éprouvette b	Epaisseur de l'éprouvette h
100	64,0	15,0	4,0

Le nombre de plis pour chaque type de fil est donné par le tableau (5.2).

Tableau 5.2. Nombre de plis pour chaque type de fil.

Fils	Diamètre des fils (mm)	Section des mailles (mm <sup>2</sup> )	Nombre de plis
Fin	0,16	1,00	09
Moyen	0,17	4,00	08
Gros	0,25	6,25	06



*Figure 5.3. Eprouvettes avant l'essai de flexion 3 points.*

#### **V.2.4. Machine d'essai**

La plupart des machines de flexion sont aujourd'hui dites universelles (traction, flexion, compression, voire fluage...). Une machine universelle est constituée d'un bâti rigide qui comprend une traverse fixe à laquelle est fixée la base du montage de flexion sur laquelle repose l'éprouvette. La partie du complément du montage qui va appuyer sur l'éprouvette est fixée à une traverse mobile

La machine d'essai doit être conforme à la norme NF.ISO.5893, elle doit être capable d'assurer les vitesses d'essai recommandées.

La machine ayant servi à la réalisation de l'essai de flexion 3 points est une machine d'essai hydraulique universelle pilotée par ordinateur type ZWICK de 250KN de capacité avec un capteur de 2,5KN.

Cinq éprouvettes sont testées pour chaque type de stratifié avec une vitesse d'essai de 2 mm/min.



*Figure 5.4. Machine d'essai universelle ZWICK de 250kN de capacité.*

Systemes pour le montage d'éprouvette

Il faut s'assurer que supports et poinçon de ces montages de flexion trois points, remplissent les conditions de la norme NF EN ISO 178 [30].

- $R1 = 5,0\text{mm} \pm 0,1\text{mm}$  ;
- $R2 = 2,0\text{mm} \pm 0,2\text{mm}$  pour des épaisseurs d'éprouvette inférieures ou égales à 3mm;
- $R2 = 5,0\text{mm} \pm 0,2\text{mm}$  pour des épaisseurs d'éprouvette supérieures à 3mm.

Il faut s'assurer aussi que la portée L soit réglable.

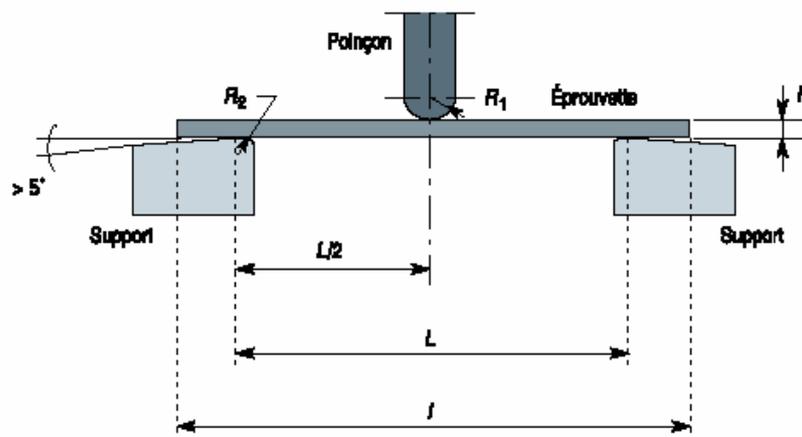


Figure 5.5. Supports et poinçon de montage de flexion.

### V.2.5. Résultats obtenus

Les caractéristiques mécaniques des trois types d'éprouvettes et les diagrammes force-déplacement obtenus lors de l'essai de flexion 3 points sont les suivants :

Avec :

STGF : stratifié avec le gros fil comme renfort.

STFM : stratifié avec le fil moyen comme renfort.

STFF : stratifié avec le fil fin comme renfort.

$F_{\max}$  : force maximale qui correspond au début de rupture.

$\varepsilon_{F_{\max}}$  : déplacement de l'éprouvette lorsque  $F_{\max}$  est atteinte.

Tableau 5.3. Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STGF.

Numéro de l'éprouvette	Largeur des éprouvettes b (mm)	Epaisseur des éprouvettes h (mm)	$F_{max}$ (N)	$\epsilon_{Fmax}$ (mm)
STGF1	15	04	246,83	2,66
STGF2	15	04	230,63	4,56
STGF3	15	04	266,77	5,34
STGF4	15	04	314,34	4,58
STGF5	15	04	237,17	3,30

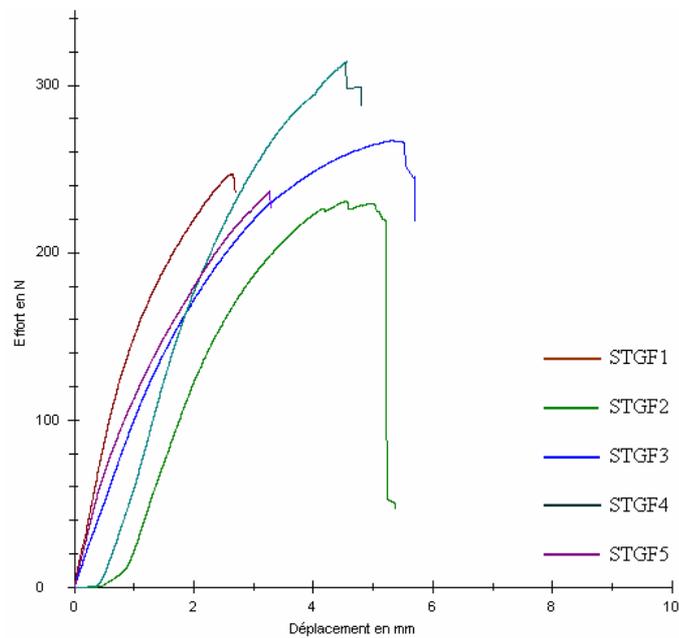


Figure 5.6. Diagramme force déplacement des stratifiés STGF.

Tableau 5.4. Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STFM.

Numéro de l'éprouvette	Largeur des éprouvettes b (mm)	Epaisseur des éprouvettes h (mm)	$F_{max}$ (N)	$\epsilon_{Fmax}$ (mm)
STFM1	15	04	233,03	7,54
STFM2	15	04	271,67	4,45
STFM3	15	04	320,02	3,99
STFM4	15	04	238,01	4,79
STFM5	15	04	204,41	4,83

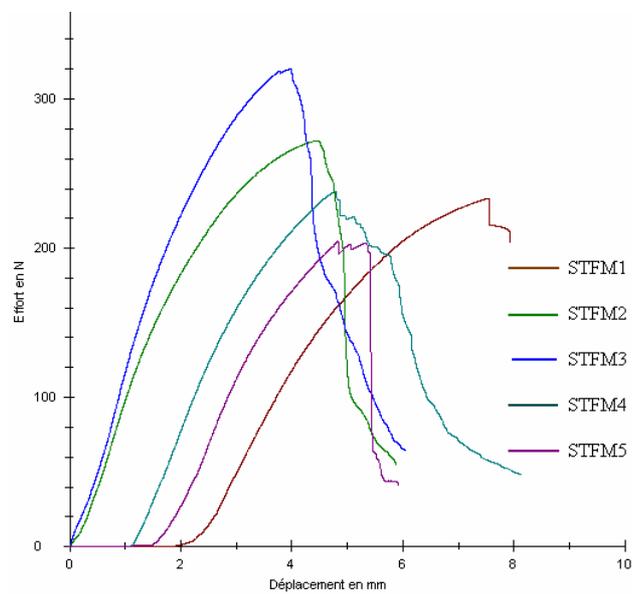


Figure 5.7. Diagramme force déplacement des stratifiés STFM.

Tableau 5.5. Résultats d'essai de flexion 3 points des éprouvettes STFF.

Numéro de l'éprouvette	Largeur des éprouvettes b (mm)	Epaisseur des éprouvettes h (mm)	$F_{max}$ (N)	$\epsilon_{Fmax}$ %
STFF1	15	04	525,38	2,64
STFF2	15	04	750,42	2,89
STFF3	15	04	628,98	3,28
STFF4	15	04	656,84	3,24
STFF5	15	04	698,62	2,49

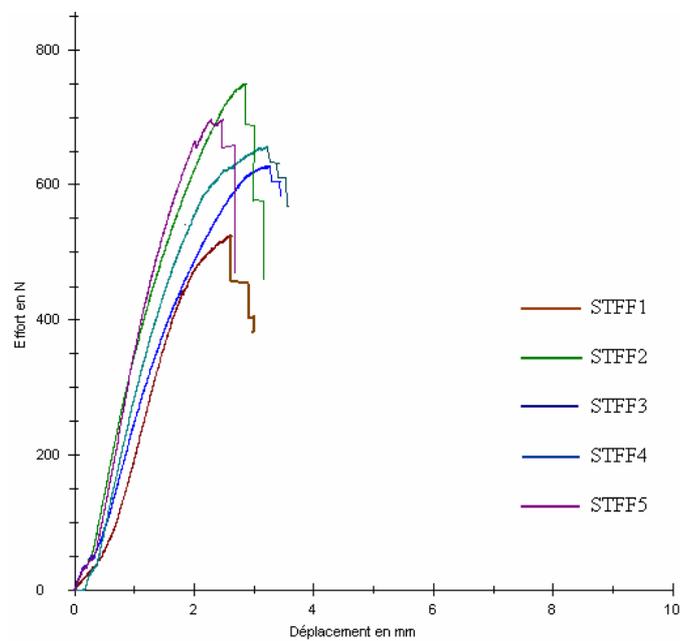


Figure 5.8. Diagramme force déplacement des stratifiés STFF.

Les valeurs moyennes de la force de rupture et du déplacement sont représentées sur le tableau suivant :

Tableau 5.6. Valeurs moyennes des résultats obtenus.

Moyennes Eprouvettes	$F_{\max}$ (N)	$\epsilon_{F_{\max}}$ (mm)
STGF	259,15	4,09
STFM	253,43	5,12
STFF	652,05	2,91

Les courbes moyennes force – déplacement des trois types de stratifiés sont les suivantes :

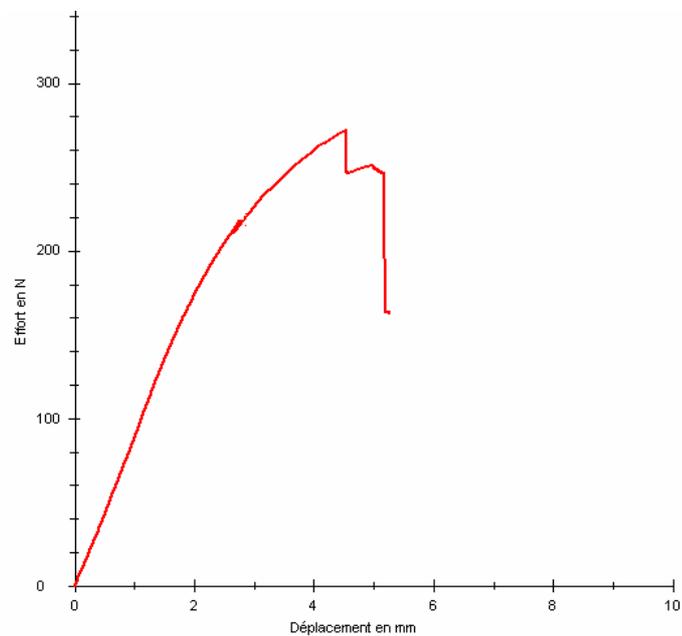
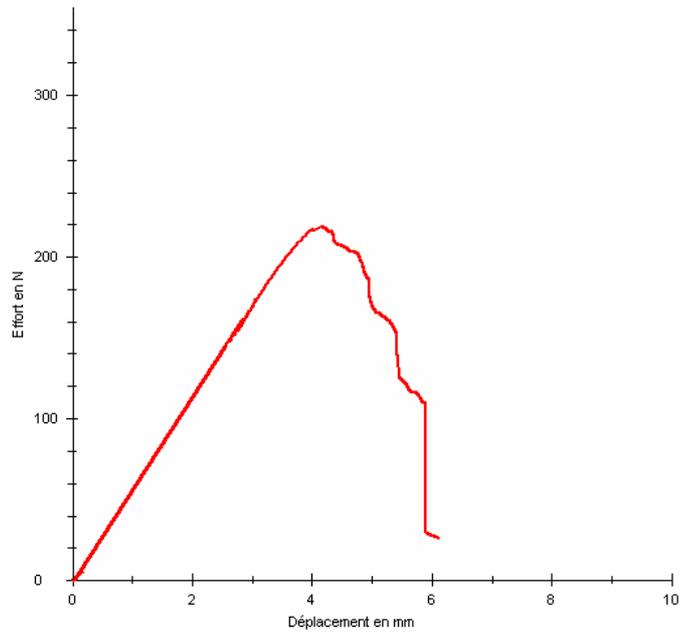
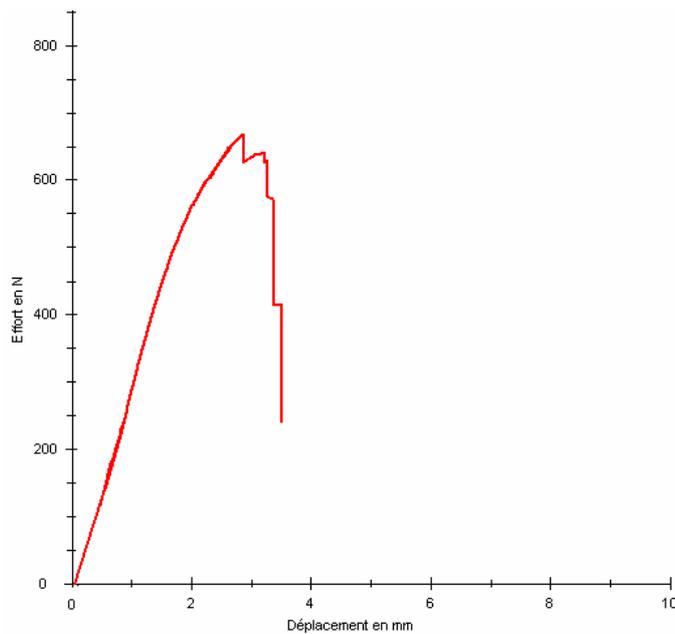


Figure 5.9. Courbe moyenne force déplacement des stratifiés STGF.



*Figure5.10. Courbe moyenne force déplacement des stratifiés STFM.*



*Figure5.11. Courbe moyenne force déplacement des stratifiés STFF.*

### V.2.6. Interprétation et discussion des résultats

Les figures (5.9), (5.10) et (5.11) (les courbes moyennes), représentent la variation de la force en fonction du déplacement pour les trois types de stratifiés. Les résultats sont analysés en comparant les courbes obtenues lors de l'essai de flexion 3 points, en tenant compte :

- du diamètre des fils,
  - de la section des mailles,
  - du nombre de plis.
- La figure (5.9) représente la courbe moyenne force - déplacement des cinq éprouvettes (STGF1, STGF2, STGF3, STGF4 et STGF5).
  - La courbe moyenne force - déplacement des échantillons (STFM1, STFM2, STFM3, STFM4 et STFM5) est représentée sur la figure (5.10).
  - La courbe moyenne force - déplacement de la troisième classe de stratifiés (STFF1, STFF2, STFF3, STFF4 et STFF5) est représentée sur la figure (5.11).

Nous remarquons que pour les trois types de stratifiés, les diagrammes force – déplacement comportent deux parties:

- la première linéaire jusqu'à une certaine valeur de F (force appliquée), légèrement courbée entre F et  $F_{\max}$  (force de rupture),
- la deuxième qui est caractérisée par la diminution de la force avec l'augmentation du déplacement.

Ce changement de forme est expliqué par la présence de défauts d'élaboration, le problème essentiel est la présence des bulles d'air, souvent dues à une mauvaise homogénéisation et qui initient la rupture et des défauts de réalisation des éprouvettes comme les défauts de surface et de découpe.

Nous remarquons aussi l'absence de la rupture brusque, c'est-à-dire le matériau commence à se rompre lentement jusqu'à la rupture totale. Ce phénomène peut être expliqué par la fissuration de la résine en premier lieu, qui correspond au début de rupture sur les diagrammes, ensuite la rupture du renfort.

Nous constatons que la plus grande valeur de la force de rupture est celle obtenue avec le stratifié STFF. Pour les stratifiés STGF et STFM, les valeurs sont sensiblement les mêmes. Nous constatons aussi que le déplacement le plus faible est celui du stratifié STFF.

Donc on peut dire que plus le diamètre du fil est faible et la section des mailles est petite plus le matériau est rigide.

### V.3. Contraintes à la rupture et modules d'élasticités calculés en flexion 3 points

La contrainte à la rupture en flexion 3 points  $\sigma_f$ , est exprimée à l'aide de l'équation :

$$\sigma_f = 3FL / 2bh^2 \quad (1)$$

Le module d'élasticité en flexion 3 points  $E_f$ , est donné par la relation suivante :

$$E_f = L^2 \Delta F / 4bh^3 \Delta \varepsilon \quad (2)$$

Où :

$\sigma_f$  est la contrainte à la rupture mesurée en newton par millimètre carré [N/mm<sup>2</sup>];

$E_f$  est le module de Young exprimé en mégapascals [Mpa];

F est la charge à la rupture, mesurée en newton [N];

L est la portée, mesurée en millimètre [mm];

b est la largeur de l'éprouvette, mesurée en millimètre [mm];

h est l'épaisseur de l'éprouvette [mm];

$\Delta F$  est la variation de la force sur la partie rectiligne de la courbe charge déplacement exprimée en newton [N];

$\Delta \varepsilon$  est la variation de la flèche correspondante à la variation de la force exprimée en millimètre [mm].

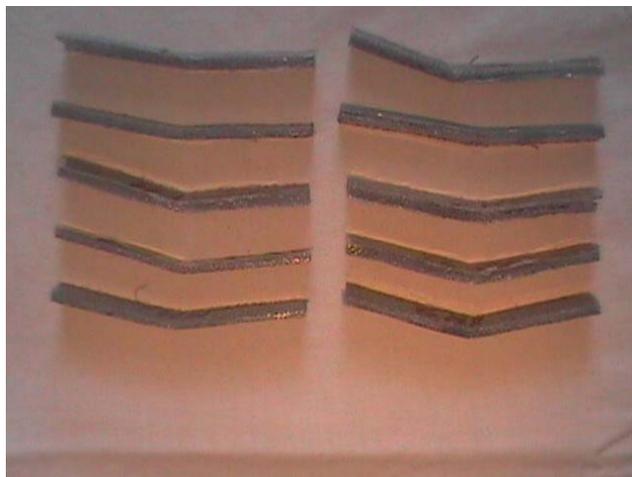


Figure 5.12. Éprouvettes après l'essai de flexion 3 points.

Tableau 5.7. Valeurs des contraintes et des modules d'élasticité calculés en flexion 3 points.

Eprouvettes	$F_{\max}$ (N)	$\sigma_f$ (N/mm <sup>2</sup> )	$E_f$ (Mpa)
STGF1	246,83	98,73	6023,529
STGF2	230,63	92,252	6206,061
STGF3	266,77	106,708	6606,452
STGF4	314,34	125,736	6826,667
STGF5	237,17	94,868	6113,433
STFM1	233,03	93,212	5389,474
STFM2	271,67	108,668	5936,232
STFM3	320,02	128,008	5535,135
STFM4	238,01	95,204	5461,333
STFM5	204,41	81,764	5668,889
STFF1	525,38	210,152	22755,556
STFF2	750,42	300,168	17504,274
STFF3	628,98	251,592	22021,505
STFF4	656,84	262,736	20078,431
STFF5	698,62	279,448	26256,41

Tableau 5.8. Valeurs moyennes des contraintes et des modules d'élasticité pour chaque type de renfort.

Moyennes Eprouvettes	$F_{max}$ (N)	$\sigma_f$ (N/mm <sup>2</sup> )	$E_f$ (Mpa)
STGF	259,15	103,66	6355,228
STFM	253,43	101,772	5602,213
STFF	652,05	260,82	21723,236

### V.3.1. Analyse des résultats du point de vue comportement

A partir des résultats obtenus nous remarquons que les valeurs calculées des contraintes à la rupture et des modules d'élasticité en flexion 3 points, varient d'une éprouvette à l'autre suivant le diamètre des fibres et la section des mailles.

- La valeur de la contrainte à la rupture en flexion 3 points pour les trois types de stratifiés (STGF, STFM et STFF) varie de 103,66 à 260,82(N/mm<sup>2</sup>).
- Le module d'élasticité varie de 5602,213 à 21723,236(Mpa).

Nous constatons que les meilleurs résultats ont été obtenus avec le stratifié STFF, ce matériau possède le plus haut module d'élasticité et la plus grande résistance à la rupture. Pour les stratifiés STGF et STFM, les valeurs sont sensiblement les mêmes.

Les courbes obtenues montrent que les stratifiés testés présentent deux phases de comportement :

- Une phase linéaire élastique légèrement courbée en s'approchant du début de rupture qui correspond à l'apparition de la première fissure.
- La deuxième phase à rigidité décroissante due au cisaillement progressif des fils.

Les mêmes stratifiés peuvent donner des valeurs de la contrainte de rupture et du module d'élasticité différents, cela peut être expliqué par la présence de défauts d'élaboration et de réalisation des éprouvettes.

#### V.4. Etude comparative

Les résultats obtenus sont comparés aux résultats des travaux publiés sur les stratifiés conçus avec : fibre de verre/époxyde et fibre de kevlar/époxyde.

Le tableau suivant donne les valeurs de la contrainte à la rupture et le module d'élasticité pour les trois types de stratifiés.

Avec :

-STRM: stratifié à renfort métallique.

-STRV: stratifié à renfort en fibre de verre.

-STRK: stratifié à renfort en fibre de kevlar.

Tableau 5.9. Valeurs de la contrainte à la rupture et le module d'élasticité

Matériau	Contrainte à la rupture $\sigma_f$ (N/mm <sup>2</sup> )	Module d'élasticité $E_f$ (Mpa)
STRM	260,82	21723,24
STRV	145,84	2849,15
STRK	71,81	2538,58

Les trois types de stratifiés ont les mêmes dimensions (la longueur  $L=100\text{mm}$ , la largeur  $b=15\text{mm}$ , l'épaisseur  $h=4\text{mm}$ ), la même fraction volumique de fibres (70% de renfort et 30% de matrice) et élaborés avec la même méthode et le même procédé (moulage sous vide).

Des valeurs obtenues, nous remarquons une amélioration importante des valeurs de la contrainte à la rupture et le module d'élasticité en flexion 3 points en utilisant la fibre métallique comme renfort.

D'après la littérature, nous remarquons l'importance industrielle de la fibre de verre, en plus de ses caractéristiques nous tenons à signaler que les fibres métalliques par rapport à la fibre de verre et la fibre de kevlar, sont des produits à bas prix.

Les fibres métalliques sont enfin sur la voie d'une percée commerciale dans un nombre considérable d'application. Il y a même l'espoir de les utiliser pour le renforcement des composites à matrice d'aluminium, l'avantage additionnel étant de pouvoir garder une bonne ductilité du composite.

Les fibres métalliques sont utilisées pour leur haute absorption acoustique. Comme le cas des stratifiés faisant l'objet de cette étude, sont des produits de renfort qui peuvent être utilisés dans plusieurs domaines d'application par exemple dans les constructions civiles, comme peaux d'un sandwich qui peut remplacer les murs intérieurs d'une habitation. Ils peuvent aussi remplacer certains matériaux pour la fabrication des meubles (bureaux, chaises...) pour leur résistance et leur légèreté.

# Conclusion générale

## Conclusion générale

L'étude expérimentale du présent travail qui porte sur l'étude du comportement mécanique des stratifiés à renfort métallique en flexion trois points, qui confirme l'amélioration importante des propriétés mécaniques des stratifiés lorsqu'ils sont renforcés par la fibre métallique, nous a permis de conclure:

- Les caractéristiques mécaniques des stratifiés à renfort métallique tissu, varient en fonction du diamètre des fils et de la section des mailles. Les meilleurs résultats ont été obtenus avec le fil le plus fin et la section des mailles la plus petite.
- Les résultats obtenus par cette technique montrent une variation du comportement en deux phases, dans un premier temps, la courbe se présente sous une forme linéaire élastique légèrement courbée en s'approchant du début de rupture, puis l'on assiste à la diminution de la rigidité jusqu'à la rupture totale.

Cependant les résultats obtenus à l'issue de ces tests ne peuvent pas réellement être interprétés : il aurait fallu obtenir des matériaux exempts de défauts et une meilleure reproductibilité entre les éprouvettes.

Le problème essentiel est la présence de bulles d'air, souvent dues à une mauvaise homogénéisation, il faut mélanger plus lentement et de façon régulière la résine, les fibres peuvent emprisonner de l'air qui donne des bulles par chauffage.

Les matériaux composites existent depuis une cinquantaine d'années, leur champ d'application s'élargit constamment. Ces matériaux présentent l'énorme avantage de pouvoir s'adapter mécaniquement à un contexte de chargement donné en orientant les fibres suivant le sens des sollicitations. Les matériaux composites sont surtout utilisés pour des applications où une haute performance est recherchée et où le prix n'est pas primordial.

Dans des situations industrielles particulières pour lesquelles la sécurité joue un rôle prépondérant, il est nécessaire de prévoir les premiers mécanismes d'endommagement. Pour des structures peu sensibles au délaminage, ces premiers mécanismes sont des microfissures parallèles à la direction des fibres, de la taille de quelques fibres et réparties uniformément dans les plis.

## Conclusion générale

---

Les matériaux composites sont des matériaux très variés, disponibles partout, dans la nature. Cette diversité mérite d'effectuer des investigations dans le choix des constituants (la matrice, le renfort...), afin d'avoir les meilleurs qualités :

- des propriétés des matériaux constituants,
- de la distribution géométrique des constituants,
- de l'interaction entre les différents constituants...

Le choix de ces matières, la technique et le procédé de fabrication ont une influence directe sur l'architecture et le comportement mécanique de la matière.

Les matériaux composites sont utilisés pour leur haute absorption acoustique, leur résistance et leur légèreté. Ils peuvent être utilisés dans plusieurs domaines par exemple :

- Génie civil : cloisons, cellules d'habitation, coffrage...
- Transport routier : pièces de carrosseries, carrosseries complètes...
- Electronique : chemins de câbles...
- Transport ferroviaire : avant de motrice, wagons...
- Sport et loisirs : cadres de bicyclette...

## Références bibliographiques

## Références bibliographiques

- [1] A. Amiot, A. Haialeur. Influence des propriétés des interfaces des composites sur leurs caractéristiques. Conférence internationale de mécanique avancée. CIMA 2004. 30 Novembre, 1<sup>er</sup> et 2 Décembre. Boumerdes Algérie.
- [2] Louis Berreur, Bertrand de Maillard, Stanislas Nosperger. Industrie Française des matériaux composites. Etude prospective et stratégique sur les matériaux composites, pp3, p129. Revue apparue le 17 Décembre 2001
- [3] Hève Chalaye. Le 4 pages des statistiques industrielles. Les matériaux composites. Dynamisme et innovation, pp2, p08. Revue n° 158. Février 2002.
- [4] J. M. Berthelot. Matériaux composites, édition Masson, pp34, p.483. Paris 1992
- [5] J. Lamon, N. Godin. Approche statistique probabiliste de l'endommagement et de la rupture des composites à matrice céramique. Revue des matériaux avancés, vol.8, pp52, p56. 1998.
- [6] J. M. Berthelot. Comportement mécanique et analyse des structures. 3<sup>ème</sup> édition Tec, pp23, p.641. Paris Septembre 1999.
- [7] A. Jardon, M. Costes. Composites de grande diffusion. European conference on composites materials. Londres. Juillet 1987.
- [8] Nadia Bahlouli. Mécanique avancée et stratégie industrielle, pp2, p120.
- [9] Daniel Gay. Matériaux composites. 4<sup>ème</sup> édition Hermès, revue et augmentée, pp21, p472. Paris 1997
- [10] Yvon Chevalier, traité plastique et composites, fibres naturelles de renfort pour matériaux composites, techniques de l'ingénieur article AM5. 130, 2003.
- [11] R. Tabeja. Fatigue of composites materials. Technic publishing CO.INC. Lancaster - Basel 1989.
- [12] F. Bernard, M. Costron, C. Duppe, V. Valle. Photomécanique et rhéologie, pp37, p57. 1999.
- [13] Wilfried Kurz, Jean P. Mercier, Gerald Zambelli. Traité des matériaux. Introduction à la science des matériaux. 3<sup>ème</sup> édition, pp295, p361. Revue et augmentée 1989,
- [14] Maurice Reyne. Les plastiques, édition Hermès, pp104, p189. Paris 1990

- [15] A. Gargon. Techniques de construction, le système composite, techniques de l'ingénieur, AM.5.530. 2003.
- [16] Daniel Gay. Revue des composites et matériaux avancés, volume 10 n°01, édition Hermès, pp40, p99. Toulouse 2000
- [17] A. Bouaziz. Thèse de magister. Etude du comportement mécanique des matériaux composites multidirectionnels verre-polyester et verre-phénolique, juillet 1994, université de Annaba. Algérie.
- [18] B. Hachemane. Thèse de magister. Modélisation du comportement dynamique des plaques en composite stratifié sollicitées en choc, septembre 2002, université de Bab Ezzouar. Algérie.
- [19] A.R. Bezzazi, A. Elmahi, J.M. Berthelot, B. Bezzazi, L. Fatmi. Influence de la séquence d'empilement sur le comportement en statique et en fatigue des stratifiés croisés en flexion trois points. 1<sup>er</sup> congrès international de la mécanique, 14, 15 et 16 Décembre 2002, Constantine Algérie.
- [20] Dominique François, André Pinceau, André Zaoui. Elasticité et plasticité, édition Hermès, pp29, p508. Paris 1993.
- [21] Dominique François. Essais mécaniques et lois de comportement, édition Hermès, Mayenne, pp78, p435. Mars 2001.
- [22] Claude Bathiase, Jean Paul Bailon. La fatigue des matériaux composites, 2<sup>ème</sup> édition Hermès, pp647, p684. Paris 1997.
- [23] P. Germain. Mécanique de la rupture fragile, pp93, p214. Paris 4<sup>ème</sup> trimestre 1997.
- [24] Naman Recho. Rupture par fissuration des structures, édition Hermès, pp4, p362. Paris 1995.
- [25] A. Vautrin, P. Henrat. Comportement mécanique des stratifiés carbone/époxyde et hybride carbone/époxyde en traction uniaxiale en flexion 3 points, pp 42, p253. Paris 2003.
- [26] Maurice Reyne. Technologie des composites, 2<sup>ème</sup> édition Hermès, pp36, p190. Paris 1995.
- [27] Granitex. Nouveaux produits, fiche technique. Oued Smar, Alger, Algérie.
- [28] R. Dumod. La caractérisation des matériaux, essais de flexion statique, pp03, p39. Paris 2003.
- [29] Norme NF.ISO.5893. Appareils d'essai du caoutchouc et des plastiques. Types pour traction, flexion et compression (vitesse de translation constante).

- [30] Norme ASTM.790.84a. Plastiques. Détermination des propriétés en flexion.
- [31] Guy Le Roy. Procédé de fabrication en continu de panneaux sandwichs à renforcement tridimensionnel, conférence nationale sur les innovations technologiques en plasturgie. Douai 20 Janvier 2005. Paris, France.
- [32] Badr Benamar, Abdelkader Ghazi. Influence de la microstructure sur les propriétés des aciers, conférence internationale de mécanique avancée. CIMA 2004. 30 Novembre, 1<sup>er</sup> et 2 Décembre. Boumerdes Algérie.
- [33] Jean Marie Dorlot, Jean Paul Bailon, Jacques Masounave. Des matériaux, 2<sup>ème</sup> édition revue et augmentée, pp13, p467. Paris 1986.
- [34] F. Bollaert, A. Lemascon. Analyse de défaillance, pièces plastiques, élastomères ou composites, guide pratique, centre technique des industries mécaniques, pp282, p453. Louât 1999.
- [35] Ericka Jao Jules. Thèse de doctorat. Couplages entre propriétés thermiques, spécialité: procédés de fabrication, décembre 2001 de l'école nationale supérieure d'arts et métiers. Paris, France.
- [36] Chrétien. G. Matériaux composites à matrice organique, pp53, p129. Lavoisier 1986.
- [37] Smith.C.S. Design of marine structure in composites materials, elsevier science publishers, LTD, 1990.
- [38] Patrica Krawczak. Essais des plastiques renforcés, Technique de l'ingénieur, AM.5.405, édition Janvier 1996.
- [39] Michel Châtain. Matériaux composites, présentation générale, Techniques de l'ingénieur, AM.5.000. 2003.
- [40] Groupe Bodycate. Essais de matériaux, essai de traction, pp57, p89, revue apparue le 08/04/2002.
- [41] Daniel Gay. Matériaux composites, 3<sup>ème</sup> édition hermès, pp559, p629. Paris 1989.
- [42] Pillot. C. Les principaux matériaux composites: applications techniques de mise en œuvre, volume 7, pp23, p68. Paris 1985.
- [43] Nadine Bourgeois. Thèse de doctorat. Caractérisation et modélisation micromécanique du comportement et de l'endommagement d'un composite à matrice métallique, soutenu le 18 Janvier 1993, école centrale Paris.
- [44] O.D. Sherby, T. Olyama, D.W. Kum, S.Waiser et J. Wadsworth. Acier à très haut carbone, journal of metals, vol 11, n° 06, p50-56, 1985.

- [45] O.D. Sherby, T. Olyama, D.W. Kum, S.Waiser et J. Wadsworth. Propriétés de résilience de composites feuilletés contenant des aciers à très haut carbone, journal of mechanics and physics of solids, vol 31, n° 02, p173-186, 1983.
- [46] X.L. Gong. Méthodologies expérimentales : caractérisation et comportement mécanique des matériaux, pp45, p168, 1993.
- [47] S.Degallaix, Bathias.C, Fourgeres.R. International conference on fatigue of composites du3 au 5 juin 1997. SF2M Paris.
- [48] J.P.Trotignon et L.Vincent, fatigue of polymer composites, rapport de VAMAS 1988.
- [49] L.F.Coffin. A study of the effect of cyclic thermal stresses on a ductil metal. Mech. Engrs 76, p 950, 1954.
- [50] B.F.Langer. Design of pressure vessels of low cycle fatigue, J.Basic Engrs 84(3), p 389, 1962.
- [51] S.S.Manson. Discussion of ASTM paper 61-WA-199 by Tavernelli and Coffin, J.Basic Engrs 84(4), p 569, 1962.
- [52] T.Slot and R.H.Stentz. Experimental procedures for low cycle fatigue research at high temperatures. Exp. Mech. 8(3), p 154, 1968.
- [53] S.S.Manson. Interfaces between fatigue, creep and fracture, fractures mechanics, p 327, 1966.
- [54] Norme ISO.291. Plastiques : Atmosphère normale de conditionnement et d'essai.