

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

UNIVERSITE BADJI MOKHTAR - ANNABA
BADJI MOKHTAR – ANNABA UNIVERSITY



جامعة باجي مختار – عنابة

Faculté : Technologie

Département : Génie Mécanique

Domaine : Sciences et techniques

Filière : Génie mécanique

Spécialité : construction mécanique

Mémoire

Présenté en vue de l'obtention du Diplôme de Master

Thème :

Etude du comportement mécanique en flexion 3 points de deux composites stratifiés Verre/Epoxy [0₄] et [0/90₂/0]

Présenté par : HAMMOUYA Dhaker ellah

Encadrant : *Dr. Chemami Abdennacer*

Jury de Soutenance :

BEY Kamel	Prof	Université Badji Mokhtar -Annaba	Président
CHEMAMI A/Nacer	MCA	Université Badji Mokhtar -Annaba	Encadrant
MENAIL Younes	MCA	Université Badji Mokhtar -Annaba	Examineur
BENAMIRA Mohammed	MCB	Université Badji Mokhtar -Annaba	Examineur
BOUARICHA Amor	MCA	Université Badji Mokhtar -Annaba	Examineur

Année Universitaire : 2021/2022

Résumé :

En raison des propriétés spécifiques de légèreté, de ténacité et de résistance, les matériaux composites sont aujourd'hui utilisés dans un nombre croissant d'applications dans des domaines de plus en plus larges. Le but de ce travail est d'étudier le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés sous flexion statique trois points ainsi que leur endommagements, afin de comparer les résultats expérimental avec les résultats numérique. Pour atteindre ces objectifs, l'essai de flexion de deux stratifiés $[0_4]$ et $[0/90_2/0]$ a été réalisé expérimentalement et numériquement (uniquement pour $[0_4]$) à l'aide de la plateforme de banc d'essai de flexion et du logiciel ABAQUS. Les résultats expérimentaux du comportement mécanique des stratifiés à fibres de verre/époxy spécifiques $[0_4]$ et $[0/90_2/0]$ accentués en flexion statique à trois points ont montré un comportement élastique linéaire suivi d'une détérioration brutale ce qui dénote fortement la rigidité de ces stratifiés. Ainsi, différents mécanismes et modes d'endommagement sont induits : la fissuration transverse, la fissuration longitudinale et le délaminage. En conséquence, nous avons trouvé que la différence entre le stratifié $[0_4]$ et la stratifié $[0/90_2/0]$ est d'environ 14,7 % et la différence entre le résultat expérimental et le résultat numérique est d'environ 12.5 %.

MOTS-CLES : matériaux composites, stratifiés, Flexion 3 points, Endommagement, simulation numérique.

Abstract

Due to their specific properties of lightness, toughness and strength, composite materials are nowadays used in an increasing number of applications in ever wider fields. The aim of this work is to study the mechanical behavior of stratified composite materials under static three-point flexure and their damage, in order to compare experimental results with numerical results. To achieve these objectives, the bending test of two laminates $[0_4]$ and $[0/90_2/0]$ was carried out experimentally and numerically (only for $[0_4]$) using the Flexure Test Stand platform and the ABAQUS software. The experimental results of the mechanical behavior of the glass fiber-epoxy stratified $[0_4]$ and $[0/90_2/0]$ stressed in static three-point flexure showed linear elastic behavior followed by abrupt deterioration which strongly indicates the stiffness of these stratified. Thus, different damage mechanisms and modes are induced: transverse cracking, longitudinal cracking and delamination. As a result, we found that the difference between $[0_4]$ and $[0/90_2/0]$ lamination is about 14.7% and the difference between the experimental and numerical result is about 14.7%.

KEYWORDS: composite materials, stratified, 3-point flexure, damage, numerical simulation.

ملخص:

نظرًا للخصائص المحددة للخفة والصلابة والمقاومة ، تُستخدم المواد المركبة اليوم في عدد كبير من التطبيقات في مجالات واسعة بشكل متزايد. الغرض من هذا العمل هو دراسة السلوك الميكانيكي للمواد المركبة الرقائقية تحت الانحناء الثابت بثلاث نقاط بالإضافة إلى تلفها ، وذلك لمقارنة النتائج التجريبية بالنتائج العددية. لتحقيق هذه الأهداف ، تم إجراء اختبار الانحناء لشريحتين $[40]$ و $[0/290/0]$ تجريبيًا وعدديًا (لـ $[40]$ فقط) باستخدام منصة اختبار الانحناء وبرنامج ABAQUS. أظهرت النتائج التجريبية للسلوك الميكانيكي لرقائق ألياف الزجاجية /الإيبوكسي المحددة $[40]$ و $[0/290/0]$ التي تم إبرازها في الانحناء الثابت عند ثلاث نقاط سلوكًا مرئيًا خطيًا متبوعًا بتدهور مفاجئ مما يدل على صلابة هذه شرائح. وبالتالي ، يتم إحداث آليات وأنماط تلف مختلفة: التكسير المستعرض والتشقق الطولي والتشقق. نتيجة لذلك ، وجدنا أن الفرق بين $[40]$ و $[0/290/0]$ هو حوالي 14.7% والفرق بين النتيجة التجريبية والنتيجة العددية هو حوالي 12.5%.

الكلمات الرئيسية: المواد المركبة ، الرقائق ، الانحناء ثلاثي النقاط ، التلف ، المحاكاة العددية.

Remerciements

Ce travail a été effectué au sein de Département de génie mécanique de l'université Badji Mokhtar Annaba. Mes remerciements avant tout à *ALLAH*, qui m'a donné des *parents* qui ont cru en moi, m'ont fait confiance et ont été la lumière qui a éclairé mon chemin, et qui m'a donné la volonté et la patience pendant toutes ces années pour que je puisse atteindre mes objectifs Elhamdulillah.

Je voudrais exprimer toute ma reconnaissance à Monsieur *CHEMAMI Abdenacer*, Docteur à l'Université Badji Mokhtar, Annaba, pour son encadrement, ces conseils, sa disponibilité et son aide. Il reçoit ici l'expression de mon profond respect et de toute ma reconnaissance.

Monsieur *BEY Kamel*, professeur à l'Université Badji Mokhtar, Annaba, est grandement remercié pour les nombreuses discussions qui ont contribué à la réussite de ce mémoire. Pour son aide inestimable, sa patience et son encouragement.

Je tiens à remercier également les membres du Jury. Plus particulièrement, Monsieur *BEY Kamel*, Professeur de l'université Badji Mokhtar, Annaba, d'avoir présidé ce Jury, je lui exprime mon profond respect et mes vifs remerciements.

Le Dr. *MENAIL*, le Dr. *BENAMIRA*, et le Dr. *BOUARICHA* de l'université Badji Mokhtar, Annaba, d'avoir pris la lourde charge d'expertiser le contenu de ce manuscrit.

Je voudrais également exprimer ma reconnaissance à Mademoiselle *HAMMOUYA Amel (ma sœur)*, de l'université Badji Mokhtar, Annaba, pour leurs conseils, remarques et encouragements.

Mes remerciements vont également : à l'ensemble de mes enseignants de l'université Badji Mokhtar, Annaba (département mécanique), et à leur staff administratif, en particulièrement madame *MNIGUED Saida*.

Mes plus sincères remerciements sont réservés aux personnes les plus importantes de mon univers Ma Famille.

A Badreddine mon cher père et à mon adorable mère :

A mon frère Abdelhak et ma sœur Amel :

A tous ceux qui ont besoin de ce modeste travail :

En espérant être à la hauteur de leurs attentes.

Table des matières

Résumé :	i
Remerciements	ii
TABLE DES FIGURES	viii
TABLE DES TABLEAUX	x
Introduction Générale	1
Chapitre 1 Généralité sur les matériaux composites	4
1.1. Introduction	3
1.2. Définition des matériaux composites :	3
1.3. Familles des matériaux composites	4
1.3.1. Composites Grandes Diffusions (GD)	4
1.3.2. Composites à hautes performances (HP)	4
1.4. Constituants des matériaux composites :	4
1.4.1. Charges et additifs	4
1.4.2.1. Classification des renforts	5
1.4.2.2. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts	9
1.4.2.3. Architecture des renforts	9
1.4.3. Les matrices :	12
1.4.3.1. Classification des matrices	12
• Les matrices minérales	13
• Les matrices céramiques	13
1.4.4. Interface matrice-renfort :	15
1.5. Procédé de fabrication des composites	15
1.5.1. Moulages sans pression	17
1.5.1.1. Moulage au contact	17
1.5.1.2. Moulage par projection simultanée	17
1.5.1.3. Moulage sous vide	18

1.5.2.	Moulage par compression	19
1.5.3.	Autres types de moulage	20
1.6.	L'architecture des matériaux composites:	20
1.6.1.	Les monocouches :	20
1.6.2.	Les multicouches :	20
1.6.2.1.	Les Stratifiés :	20
1.6.3.	Les sandwichs	23
1.7.	L'utilisation des matériaux composites	23
1.8.	Avantages et inconvénients des matériaux composites	24
1.8.1.	Les avantages	24
1.8.2.	Les inconvénients	24
1.9.	Conclusion	25
Chapitre 2 Comportement mécanique en flexion des stratifié		28
2.1.	Introduction	26
2.2.	Les caractéristiques du mélange renfort-matrice	26
2.2.1.	La teneur en masse	26
2.2.2.	La teneur en volume	27
2.2.1.	L'épaisseur du composite stratifié.....	27
2.2.2.	La masse volumique	27
2.2.3.	Coefficient de poisson	27
2.2.4.	Modules d'élasticité composite stratifiée	28
2.2.4.1.	Le module d'élasticité longitudinal	28
2.2.4.2.	Le module d'élasticité transversal.....	28
2.2.5.	Module de cisaillement	28
2.2.1.	Module de glissement.....	29
2.2.2.	Module de compressibilité	29
2.2.3.	Module de la compression latéral.....	29

2.2.4.	Résistance à la rupture d'un composite stratifié.....	29
2.2.5.	Pli du mat	30
2.3.	Endommagements des matériaux composites	30
2.3.1.	Critère d'endommagement	31
2.3.2.	Classification des endommagements.....	31
2.3.2.1.	L'échelle microscopique.....	31
2.3.2.2.	A l'échelle mésoscopique	33
2.3.2.3.	A l'échelle macroscopique.....	34
2.3.3.	La propagation de la fissure	35
2.4.	Les essais mécaniques	36
2.4.1.	Essai de flexion	36
2.4.1.1.	Description des essais	36
2.4.1.2.	Mécanisme de rupture:.....	37
2.4.1.3.	Machines de flexion:.....	37
2.4.1.4.	Eprouvette de flexion :.....	38
2.4.1.5.	Comportement élastique d'une couche de matériaux orthotropes:.....	38
2.4.1.6.	Equation constitutive:	44
2.4.1.7.	Matrice de rigidité:.....	45
2.4.1.8.	Théorie classique des stratifiés:	45
2.4.1.9.	Application à la flexion 3 points:.....	48
2.4.2.	Simulation numérique par ABAQUS.....	50
2.5.	Conclusion	51
Chapitre 3 Etude expérimental et numérique d'une flexion 3 points		53
3.1.	Introduction	53
3.2.	Matériaux et Mise en œuvre	53
3.2.1.	Matériaux utilisés	53
3.2.2.	Mise en œuvre des matériaux.....	54

3.3. Pyrolyse	55
3.3.1. Méthode de pyrolyse	55
3.3.2. Résultats de la Pyrolyse.....	55
3.4. Essai de flexion 3 points	56
3.4.1. Banc d'essais	56
3.4.2. Résultats expérimentaux	58
3.4.3. Interprétation	60
3.5. Simulation numérique.....	61
3.5.1. Modélisation de l'essai.....	61
3.5.1.1. Module PART.....	61
3.5.1.2. Module PROPERTY.....	62
3.5.1.3. Module ASSEMBLY.....	63
3.5.1.4. Module LOAD.....	63
3.5.1.5. Module MESH.....	64
3.5.2. Résultat numérique.....	64
3.5.3. Comparaison des résultats.....	66
3.6. Etude de l'endommagement	67
3.7. Conclusion.....	68
Conclusion générale et perspectives.....	53
Bibliographie	70

TABLE DES FIGURES

Figure 1.1	Schéma matériau composite	3
Figure 1.2	Exemples de charges utilisées dans les CMO	5
Figure 1.3	Classifications des renforts	6
Figure 1.4	fibre de verre	6
Figure 1.5	Fibre de carbone	7
Figure 1.6	Une nappe unidirectionnelle	10
Figure 1.7	Tissu forme toile	10
Figure 1.8	Tissu forme serge	11
Figure 1.9	Tissu forme satin	12
Figure 1.10	Les tissus 3D	12
Figure 1.11	tissu et fibres disposées de façon aléatoire	12
Figure 1.12	Classification des matrices	12
Figure 1.13	Concepts d'interphase et d'interface	15
Figure 1.14	Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD)	16
Figure 1.15	différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP)	16
Figure 1.16	Principe du moulage au contact	17
Figure 1.17	Moulage par projection simultanée	18
Figure 1.18	Moulage sous vide	19
Figure 1.19	Principe du moulage par compression	19
Figure 1.20	Composite monocouche	20
Figure 1.21	Constitution d'un stratifié	21
Figure 1.22	Désignation d'un stratifié	21
Figure 1.23	Exemple de désignation pour empilement symétrique	22
Figure 1.24	Désignation de stratifiés hybrides avec la même résine	23
Figure 1.25	Matériau sandwichs à âme pleine	23
Figure 2.1	Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges	28
Figure 2.2	Principe des différentes échelles d'après Laurin	31
Figure 2.3	Principaux endommagements rencontrés à l'échelle microscopique	32
Figure 2.4	présentation schématique de Décohésion fibre matrice	32
Figure 2.5	Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés	33
Figure 2.6	Micro délaminage initié en tête de fissure dans un stratifié [0/90]	33
Figure 2.7	Mécanismes de rupture à l'échelle mésoscopique d'un stratifié	34
Figure 2.8	Principaux endommagements à l'échelle macroscopique	34
Figure 2.9	Rupture transverse de la matrice	35
Figure 2.10	fissure longitudinal de la matrice	35

Figure 2.11	Rupture de fibres	36
Figure 2.12	Propagation de la rupture : a. dans le cas d'une forte adhérence fibre matrice. b. dans le cas d'une faible adhérence fibre matrice	36
Figure 2.13	Flexion 3 points	37
Figure 2.14	Localisation de la rupture	38
Figure 2.15	Banc d'essai de flexion	38
Figure 2.16	Dimensions des éprouvettes de flexion	39
Figure 2.17	Schématisation des résultantes en membrane des actions exercées sur un élément de stratifié	43
Figure 2.18	Schématisation des moments de flexion et de torsion	44
Figure 2.19	Elément poutre	49
Figure 2.20	fenêtre principale du logiciel ABAQUS	51
Figure 3.1	La mise en œuvre des stratifiés	54
Figure 3.2	Pesée avant calcination des échantillons	55
Figure 3.3	Mise au four des échantillons	55
Figure 3.4	Echantillons après la calcination	55
Figure 3.5	Pesée après calcination des échantillons	55
Figure 3.6	Machine d'essais Zwick/Roell Z020 [20KN]	57
Figure 3.7	Géométrie des éprouvettes	57
Figure 3.8	Mise en place des éprouvettes	57
Figure 3.9	courbe d'évolution charge déplacement St [0 ₄]	58
Figure 3.10	courbe d'évolution charge déplacement St [0/90 ₂ /0]	58
Figure 3.11	courbe d'évolution charge déplacement moyen de St [0 ₄] et St [0/90 ₂ /0]	60
Figure 3.12	Modélisation de l'éprouvette dans le module Part	62
Figure 3.13	Modélisation des appuis et du poinçon dans le module Part	62
Figure 3.14	définition des propriétés mécaniques de l'éprouvette	63
Figure 3.15	Assemblage des éléments du modèle (éprouvette, poinçon et appuis)	63
Figure 3.16	Conditions aux limites appliquées	64
Figure 3.17	Maillage du modèle élément fini de l'éprouvette avec des éléments	64
Figure 3.18	présentation des contraintes	65
Figure 3.19	présentation des déplacements	65
Figure 3.20	courbe charges déplacements numérique	65
Figure 3.21	courbe charges déformation numérique et expérimentale	66
Figure 3.22	microscope optique	67
Figure 3.23	Les faciès de rupture dans le stratifié [0 ₄]	67
Figure 3.24	Les faciès de rupture dans le stratifié [0/90 ₂ /0]	68

TABLE DES TABLEAUX

Tableau 1.1	Avantages et inconvénients de la Fibre de verre	6
Tableau 1.2	Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone	7
Tableau 1.3	Avantages et inconvénients de la Fibre de Fibre d'aramide	8
Tableau 1.4	Avantages et inconvénients de la Fibre de bore	8
Tableau 1.5	l'influence de la nature des fibres sur propriétés physiques et mécaniques des renforts	9
Tableau 1.6	Principaux avantages et limitations des matrices minérales	12
Tableau 1.7	Principaux avantages et limitations des matrices organiques	13
Tableau 1.8	Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques	14
Tableau 3.1	caractéristiques principales de résine	53
Tableau 3.2	caractéristiques principales de fibres de verre	53
Tableau 3.3	les résultats de pyrolyse	56
Tableau 3.4	les résultats de la loi de mélange	56
Tableau 3.5	résultat de contraintes et module de flexion	59

Introduction générale

Introduction Générale

Dans ce monde, il y a un développement rapide dans tous les aspects, où les entreprises se bousculent pour suivre le rythme de cette évolution et l'obtenir pour le rendement financier souhaité en peu de temps, ce qui conduit à une concurrence intense.

À la lumière de cette évolution, le développement des matériaux est devenu une nécessité primordiale, où on trouve que le monde des matériaux a réalisé un saut qualitatif. Cette évolution est née du besoin de matériaux plus légers et plus résistants (à l'environnement de travail, les efforts appliqués...) et de la volonté d'allier des qualités techniques qu'il faut ensuite adapter aux solutions technologiques aux problèmes à résoudre [1].

Les matériaux composites se concentrent principalement sur la combinaison de deux ou plusieurs matériaux qui diffèrent entre eux en termes de propriétés mécaniques ou chimiques [2] pour créer un nouveau matériau qui a de nouvelles propriétés qui sont meilleures que ses principaux matériaux composants et qui a de meilleures performances [3].

De cela les matériaux composites ont remplacé les matériaux ordinaires dans plusieurs domaines tels que le médical[4], le militaire et les transports tels que l'aviation[5], etc.

Il a suscité un grand intérêt, non seulement dans le domaine des industries, mais aussi dans la recherche et les études[5]. Certains chercheurs se sont intéressés au développement de matériaux moins coûteux qui a une source biologique [6].

Autre auteurs sont intéressés à l'étude du comportement mécanique de ces matériaux, et plusieurs expériences ont été menées tel que la traction, la compression, la fatigue, et la flexion qui est largement utilisé en milieu industriel en raison de sa grande souplesse de mise en œuvre et de la simplicité géométrique des éprouvettes [7].

Malgré l'importance des expériences et l'impossibilité de s'en passer dans ce domaine, l'aspect numérique a également fait ses preuves et ses résultats sont devenus fiables, surtout dans le cas où il était impossible de mener des essais expérimentaux. A cet effet, de nombreux logiciels ont été utilisés tel que l'ABAQUS [8], [9], et dont dépend l'aspect numérique de notre étude.

Dans ce mémoire on s'intéresse à l'étude les stratifiés composites dont le renfort est de fibres de verre et la matrice est de résine époxy.

On a étudié le comportement en flexion trois points de deux types de stratifiés composites. Des résultats expérimentaux et numériques de ces matériaux seront présentés et analysés.

A travers ce travail, nous essayons de clarifier si les résultats de la simulation sont fiables et Il peut être invoqué en le comparant avec les résultats de l'expérience.

Ce mémoire est subdivisé en une introduction générale qui schématise la situation actuelle et la problématique du sujet, trois chapitres et une conclusion.

Chapitre 1 : ce chapitre donne une vision générale sur les matériaux composites, ses composants, ses modes de fabrication, son architecture etc.

Chapitre 2 : présenté la loi de mélange, les défèrent modes d'endommagement, l'essai de flexion et le comportement élastique d'un stratifier et en fin le logiciel utilisé pour la simulation (ABAQUS). C'est un chapitre qui ne peut être ignoré, car il prend des concepts et des termes lesquelles se basé le dernier chapitre.

Chapitre 3 : consacré à l'étude expérimentale du comportement mécanique en flexion 3 points. Les courbes de comportement en fatigue des matériaux étudiés seront présentées dans ce chapitre ainsi que leurs modes de rupture. Ce chapitre présente aussi une simulation numérique du comportement statique en flexion trois points par éléments finis sous le code ABAQUS. Les résultats obtenus par l'étude expérimentale sont comparés à ceux obtenus par le calcul de structures par éléments finis sous ABAQUS.

Enfin, cette thèse se termine par une conclusion générale qui décrit les principaux résultats de cette étude ainsi que les perspectives d'avenir.

Chapitre 1
Généralité sur les matériaux composites

1.1. Introduction

Les matériaux appartiennent à différents groupes: métaux, plastiques, composites, etc. Les matériaux composites sont utilisés depuis longtemps comme le béton armé par exemple, donc ils ne sont pas nouveaux, et aujourd'hui, on constate beaucoup de progrès dans l'utilisation des matériaux composites.

Dans ce chapitre, un aperçu des matériaux composites est donné en mettant l'accent sur les composites stratifiés. L'étude a également permis de revoir les définitions et les désignations relatives ainsi que certaines des structures les plus courantes.

1.2. Définition des matériaux composites :

Selon *Michel Dupeux* « Les matériaux composites, au sens le plus courant du terme, sont un ensemble de matériaux de synthèse conçus et mis en œuvre essentiellement pour des applications structurales, et où la fonction mécanique est donc dominante »[10].

Un matériau composite peut généralement être défini comme l'assemblage de deux substances ou plus, dont l'association confère un ensemble de propriétés supérieures aux propriétés de chacune des substances constitutives, (figure 1.1). La réalisation d'un matériau composite nécessite le collage d'au moins deux composants : le renfort et la matrice, qui doivent être compatibles et se combiner entre eux, et entre ces composants, il y a une zone de contact appelée l'interface, qui représente le facteur de liaison. La matrice assure la cohésion et la direction des fibres, et permet également de transmettre les contraintes auxquelles sont soumises les pièces. Des charges et additifs peuvent être ajoutés au composé sous forme d'éléments fragmentés, poudre ou liquide, afin de modifier la propriété de la substance à laquelle ils sont ajoutés. (par exemple, résistance aux chocs, résistance aux UV, résistance au feu, etc.)[11], [12].

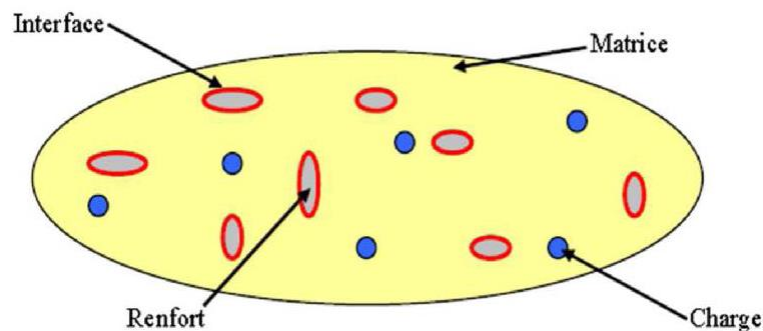


Figure 1.1 : Schéma matériau composite [13]

1.3. Familles des matériaux composites

Il existe généralement deux grandes familles de composites, les composites Grandes Diffusions (GD) et les composites Hautes Performances (HP).

1.3.1. Composites Grandes Diffusions (GD)

Les GD sont largement utilisés dans divers domaines. Ils représentent plus de 90% du marché des matériaux composites car ils offrent des propriétés mécaniques intéressantes et sont peu coûteux, ils sont constitués de fibres courtes et sont généralement en plastique armés ou en plastique renforcé, avec un taux de renfort de 30% et une âme assemblée en résine polyester (95% résine thermodurcissable) en plus de la fibre de verre.

1.3.2. Composites à hautes performances (HP)

Les HP sont des matériaux composites utilisés pour les technologies avancées, dont les propriétés mécaniques particulières sont supérieures à celles des composites (GD) avec un taux de renfort supérieur à 50%, ils sont constitués de fibres longues généralement en carbone ou en aramide (Kevlar) associés à des résines Epoxy comme matrice. Les coûts de ces matériaux sont élevés et ils sont utilisés dans le domaine de l'aviation, du sport et de la médecine.

1.4. Constituants des matériaux composites :

Le matériau composite est constitué d'une armature appelée renfort qui assure la résistance mécanique et d'une protection appelée matrice qui est généralement une matière plastique (résine thermoplastique ou thermodurcissable) qui assure la cohésion de la structure et transmet les efforts vers les renforts. Des charges et des additifs peuvent être utilisés dans certains cas.

1.4.1. Charges et additifs

Les charges et additifs sont des substances d'origine minérale, végétale, synthétique ou organique sous forme de poudre ou fibreuse, chimiquement pures et inertes vis-à-vis des résines. Les charges et les additifs sont ajoutés au composite pour lui donner de nouvelles propriétés et lui permettre ainsi de remplir des fonctions plus techniques. (Figure.1.2):



Figure.1.2 : Exemples de charges utilisées dans les CMO

(a) microbilles de verre, (b) noir de carbone, (c) silice.

- Ces additifs ont de nombreuses fonctions techniques tel que:
- Les stabilisants, qui retardent les dégradations dues à l'oxygène, aux UV ou encore à l'ozone.
- Les ignifugeants ou retardateurs de flamme (la plupart des polymères sont inflammables).
- Les agents de démoulage.
- Les colorants...

1.4.2. Les renforts :

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite en leurs offrant une résistance mécanique, une ténacité et une rigidité.

L'objectif principal du renfort est de soutenir la structure, de résister à l'abrasion et aux délitées, d'améliorer le comportement thermique, les propriétés électriques et la résistance au feu.

Il existe un grand nombre de fibres disponibles sur le marché commercial, en fonction du prix de revient et de la forme souhaitée de la structure. Les renforts fibreux se présentent sous les formes suivantes : linéaires (fils, slugs), surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelles (tissus tressés, tissus complexes, triple tissage ou plus) [7].

1.4.2.1. Classification des renforts

Dans la littérature il existe plusieurs classifications, où les renforts peuvent être catégorisés ; selon leurs **géométries** (fibres longues, fibres courtes, particules ou charges renforçantes) ; selon leurs **textures** et architecture (unidirectionnels, toile ou taffetas... etc.) ou encore selon leurs **natures** qui est la classification la plus courante (figure 1.3) :

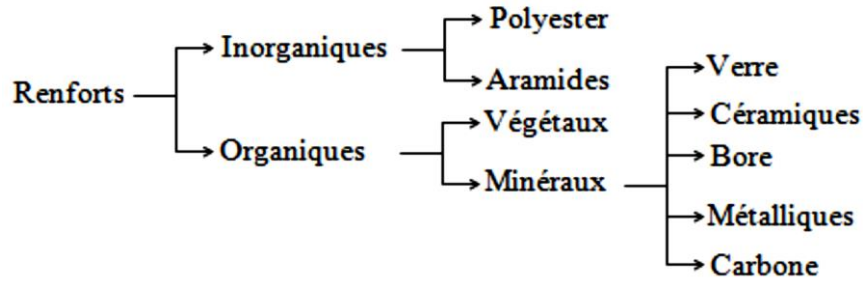


Figure.1.3 : Classifications des renforts

1.4.2.1.1. *Les fibres de verre :*

Les baguettes de verre sont produites en étirant le verre fondu depuis l'Antiquité. Pour décorer les bouteilles et les récipients en verre "mosaïque".[14]



Figure .1.4 : fibre de verre

Les fibres de verre sont donc obtenues à partir de silice (SiO_2) et de certains additifs dont l'alumine, le carbonate de chaux, la magnésie, l'oxyde de bore. Le verre est coulé en fusion à une température élevée de 1250°C à travers une filière en platine-rhodium, après refroidissement, les filaments sont étirés pour obtenir des fibres continues. En fonction de l'application, il existe trois types de fibres de verre :

- Les fibres E pour les composites à grande diffusion (GD) ;
- Les fibres D pour les applications en électrotechnique (circuits imprimés) ;
- les fibres R pour les composites à haute performance (HP).

Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont présentés dans (tableau 1.1) :

Tableau 1.1. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre [10].

Avantages	Inconvénients
-Bonne résistance thermique et électrique -Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité. -Bonne compatibilité avec les matrices organiques. -Faible coût.	-Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique. -Tenue au choc médiocre.

1.4.2.1.2. *Fibres de carbones :*

Développé dans les années 60, ce type de fibre est aujourd'hui le plus utilisées dans les applications hautes performances car ces propriétés mécaniques sont spécifiques. Malgré un prix encore élevé, elles remplacent de plus en plus les matériaux classiques dans les applications hautes performance.

En fonction du processus de fabrication qui est par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile), il est possible de piloter les caractéristiques mécaniques afin d'obtenir des fibres haut module ou haute résistance.

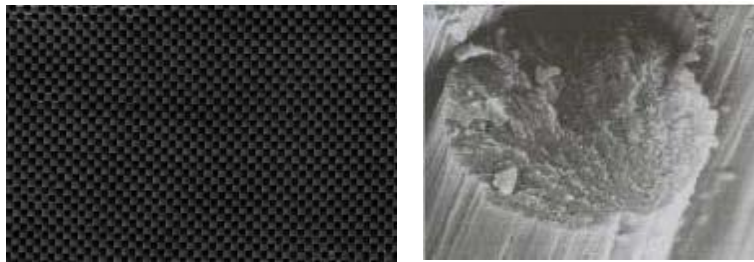


Figure 1.5.Fibre de carbone

Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [1] :

- Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C.
 - Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000°C.
- Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone sont présentés dans (tableau 1.2):

Tableau 1.2. Avantages et inconvénients de la Fibre de carbone [10].

Avantages	Inconvénients
-Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. - Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1 500 °C en atmosphère non oxydante). - Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. - Coefficient de dilatation longitudinal très faible.	- Fragilité au choc; - Fragilité à la courbure ou au pliage; - Coût élevé.

1.4.2.1.3. *Fibre d'aramide*

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

- La fibre bas module : utilisé pour les câbles et les gilets pare-balles.
- La fibre haut module : employées dans le renforcement pour les composites hautes performances [4].

Les avantages et les inconvénients des fibres d'aramide sont présentés dans (tableau 1.3):

Tableau 1.3. Avantages et inconvénients de la Fibre de Fibre d'aramide[15]

Avantage	Inconvénient
-la haute résistance -le faible poids -thermiquement stables aux dimensions. -très résistant à l'impact et aux dommages à l'abrasion -imperméable lorsqu'il est combiné avec d'autres matériaux comme époxy. -Le module de traction élevée et le faible allongement à la rupture combinée avec la très bonne résistance aux produits chimiques en font le bon choix pour les différentes parties structurelles composites dans diverses applications.	-absorbent l'humidité -Les propriétés de compression sont relativement pauvres -l'aramide n'est pas utilisé à la construction de ponts ou partout où ce genre de résistance est nécessaire. -les fibres d'aramide sont difficiles à couper et à broyer sans équipement spécial -ils souffrent d'une corrosion et sont déclassés par la lumière UV. Pour cette raison, ils doivent être correctement recouverts

1.4.2.1.4. *Fibre de bore:*

Les fibres de bore ont été développées aux USA et en France en 1965. La fibre de bore présente une apparence lisse. Mais vue au microscope, elle a une surface en " épi de maïs ". C'est là un élément favorable, car l'imprégnation par la résine donne un aspect amélioré, et l'adhérence entre la fibre et la " matrice " du stratifié est plus forte.

La fibre de bore (B) possède des propriétés mécaniques et physiques souhaitables, notamment une résistance à la traction élevée, une rigidité élevée et une faible densité. Par conséquent, la fibre B a été considérée comme un bon candidat pour une utilisation comme renforcement des composites à matrice métallique.

A cause de leurs prix élevés liés à sa technologie de fabrication difficile leur utilisation est limitée[16].

Les avantages et les inconvénients des fibres de bore sont présentés dans le tableau (1.4) :

Tableau 1.4. Avantages et inconvénients de la Fibre de bore

Avantages	Inconvénients
-Bonne rigidité. -Bonne résistance à la traction. -Bonne tenue à la température. -Comportement remarquable à la compression et au jambage. -Bonne tenue à la fatigue et au vieillissement. -Insensibilité à l'humidité. -Très bonne liaison avec les résines époxyde.	-Prix très élevé. -Haute densité ($d > 2.6$). -Limitation des produits à des tissus unidirectionnels. -Souplesse d'emploi limité

1.4.2.1.5. *Fibres de silicium:*

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée [17].

1.4.2.1.6. *Autres types de fibres et de renforts*

Il existe d'autres types de fibres métalliques continues (tungstène, acier, etc.) ou de renforts minéraux (Al_2O_3 , B_4C , SiC , Si_3N_4 , BeO , TiO_2 , TiC , etc.) disponibles sous forme de filaments ou de particules, adaptés aux matrices métalliques imprégnées par fusion. En dépit de leur résistance et de leur rigidité, le diamètre élevé des fibres (environ 100 microns) les rend sensibles à la flexion et, surtout, leur coût élevé limite leur utilisation à quelques applications de haute technologie [10], [13].

1.4.2.2. **Caractéristiques moyennes des fibres et renforts**

Les propriétés physiques et mécaniques sont fortement influencées par la nature des fibres comme l'indique le tableau suivant :

Tableau 1.5: l'influence de la nature des fibres sur propriétés physiques et mécaniques des renforts[18]

Renforts	Diamètre du filament (µm)	Masse volumique (kgm ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	D	Mv	E	G	k	C,	A	a
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻⁵
Verre R	10	2 500	86 000		0.2	3 200	4	0.3*10 ⁻⁵
Carbone	6.5	1 800	390 000	20 000	035	2 500	0.6	0. 84*10 ⁻⁶
Carbone HR	7	1 750	230 030	50 000	03	3 200	1.3	0.24*10 ⁻⁶
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0.4	2 900	2.3	-0.24*10 ⁻⁵
Bore	100	2 600	400000			3 400	0.8	0.4*10 ⁻⁵
Silicate	10	2 600	200000			3 000	1.5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

1.4.2.3. **Architecture des renforts**

Il existe des structures composites anisotropes. La plupart des renforts fonctionnent bien en tension mais mal en compression et en cisaillement. Pour développer une bonne architecture, il est donc nécessaire d'expérimenter la texture et la géométrie des renforts. Les renforts existent dans une variété de formes et de textures [19].

1.4.2.3.1. *Les unidirectionnels (UD) :*

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand.

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Ils sont caractérisés par le mode d'entrecroisement ou armure [9].

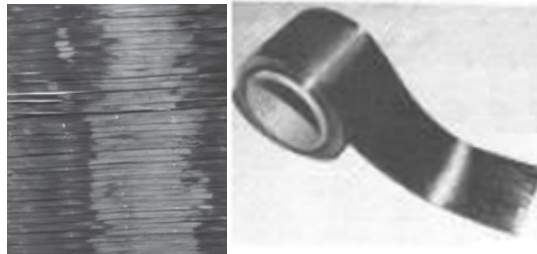


Figure 1.6 : Une nappe unidirectionnelle [20], [21].

1.4.2.3.2. *Les tissus :*

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Ils sont caractérisés par le mode d'entrecroisement ou armure [1].

1.4.2.3.3. *-Toile ou taffetas :*

Chaque fil de chaîne passe par dessus puis par dessous chaque fil de trame, et réciproquement, (figure 1.7). Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais il est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuage important et réduisent les propriétés mécaniques [1].

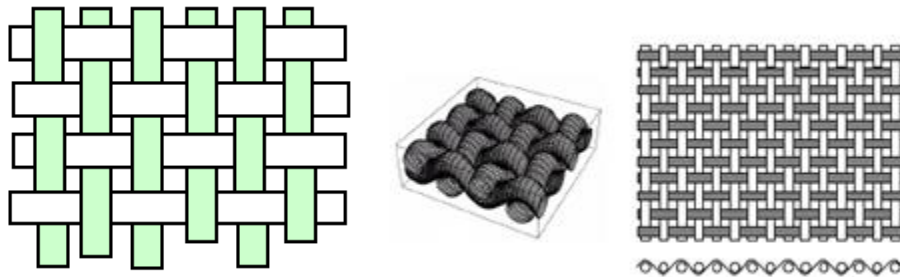


Figure 1.7. Tissu forme toile

1.4.2.3.4. *Serge :*

Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au-dessus de (m) fils de chaîne, (figure 1.8). L'armure a une grande souplesse par rapport au taffetas qui a une bonne densité de fils [1].

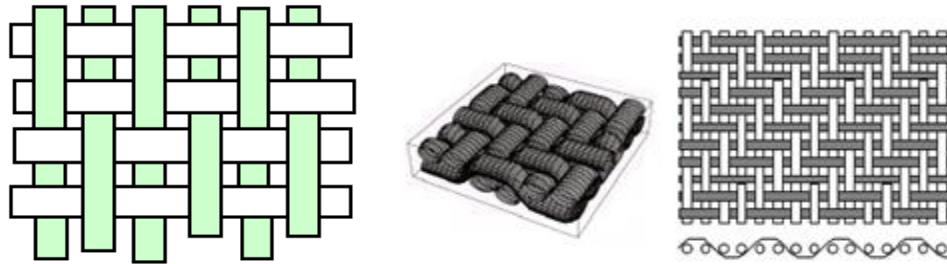


Figure 1.8. Tissu forme serge [9].

1.4.2.3.5. *Satin* :

Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs ($n-1$) fils de trame et réciproquement, (figure 1.9). Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté et ils sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique. Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on les réalise également pour des utilisations spécifiques des armures bi ou tridimensionnelle [1].



Figure 1.9. Tissu forme satin

Il est également possible de réaliser des structures de renforts 3D, (figure 1.10), ou d'une manière aléatoire (figure 1.11).

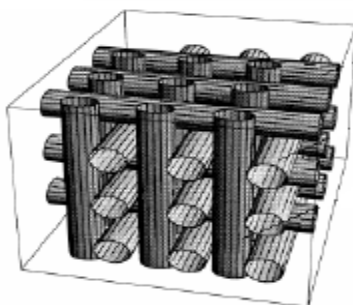


Figure 1.10 : Les tissus 3D



Figure 1.11 : tissu et fibres disposées de façon aléatoire

1.4.3. Les matrices :

La matrice d'un matériau composite permet de transférer les contraintes mécaniques aux fibres (résistance à la compression ou à la flexion) tout en les protégeant de l'environnement extérieur (corrosion, oxydation...) et de donner la forme désirée au produit. De ce fait, la matrice doit être suffisamment déformable et avoir une bonne compatibilité avec les fibres. De plus, ils doivent avoir une faible masse volumique afin de maintenir les propriétés mécaniques des matériaux composites aussi élevées que possible [13], [22], [23].

1.4.3.1. Classification des matrices

On distingue deux grandes familles de matrices : les matrices organiques et les matrices minérale. Ces deux types se subdivisent comme montré sur la figure 1.12.

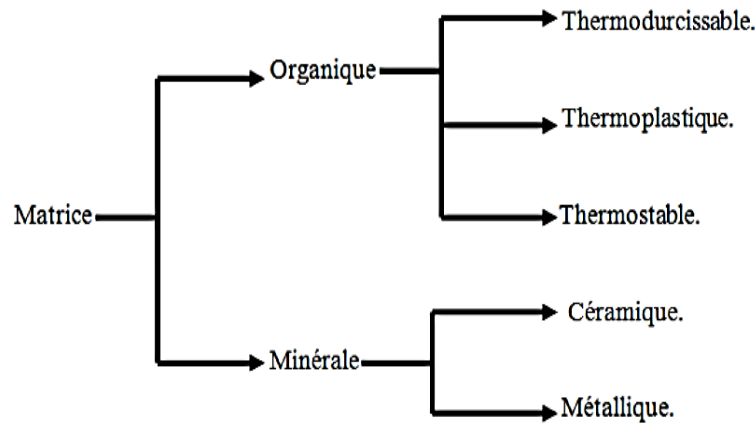


Figure 1.12 : Classification des matrices.

- **Les matrices métalliques :**

Ces matrices métalliques ou céramiques sont utilisées pour des applications à haute température (entre 500 et 1000°C), ce qui explique leur coût de production élevé. Ils sont couramment utilisés dans les secteurs du spatial, du militaire, des dispositifs de freinage, ainsi que de l'aéronautique, ce qui nous intéresse particulièrement [24].

Tableau.1.6 : Principaux avantages et limitations des matrices minérales[25]

Avantages	Inconvénients
– faible masse volumique ; –bonne résistance à la compression et haute rigidité, même en température ; – inertie chimique.	– sensibilité aux chocs ; – mise en œuvre délicate et coûteuse ; –pour les composites carbone-carbone, sensibilité à l'oxydation dès 400 °C

- **Les matrices minérales**

Les matrices minérales peuvent être de l'aluminium ou du magnésium. L'équilibre atteint entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité des renforts confère au composite des propriétés mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, notamment au-delà de 200°C. Les composites à matrice métallique sont réservés aux applications aéronautiques et spatiales en raison de leur coût de mise en œuvre élevé [12], [18].

- **Les matrices céramiques**

Dans le cas des matrices céramiques, les matrices métalliques peuvent être en carbure ou en carbone. Les composites à matrices céramiques peuvent être obtenus par imprégnation de formes de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramiques) soit par des suspensions liquides, puis frittées à une température sous haute pression, soit par des gaz réactifs qui permettent le dépôt entre les fibres (notamment pour carbone composés de carbone) [12], [18].

1.4.3.1.1. Les matrices organiques :

Les composites à matrice organique (OMC) ou les matrices polymères synthétiques liées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone sont les plus courants dans les composites grand public, en raison de leurs bonnes propriétés polyvalentes car ils ont un faible module et une faible résistance à la traction.

Les matrices polymères peuvent contenir plus ou moins de charges renforçantes. Aujourd'hui, ils représentent le plus gros volume à l'échelle industrielle.

Tableau.1.7 : Principaux avantages et limitations des matrices organiques[25]

Avantages	Inconvénients
– faible masse volumique ; – coût-matière relativement faible ; – insensibilité à de nombreux agents chimiques ; – mise en œuvre aisée et rapide, compatible aussi bien avec du prototypage qu'avec une production en série.	– tenue en température médiocre ; – sensibilité à l'humidité.

Une matrice en matière organique peut apparaître sous différents types de polymères. Les résines les plus couramment utilisées sont les résines thermodurcissables associées à des fibres longues (TD) et les résines thermoplastiques renforcées par fibres courtes (TP), qui sont les résines qui présentent des meilleures propriétés mécaniques et une résistance chimique intéressante. Les principales différences entre les matrices (TP) et (TD) sont représentées dans (tableau 1.8).

Tableau. 1.8: Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques [26]

Matrices	Thermoplastiques	Thermodurcissables
Etat de base	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
Stockage matière de base	Illimité	Réduit
Mouillabilité des renforts	Difficile	Aisée
Moulage	Chauffage + refroidissement	Chauffage continu
Cycle	Long	Court
Tenue au choc	Assez bonne	Limitée
Tenue thermique	Réduite	Meilleure
Chute et déchets	Recyclables	Perdus

- **Les résines thermoplastiques :**

Les matrices (résines TP) ont des propriétés mécaniques faibles, sont solides et doivent être transformées à des températures extrêmement élevées. Le renfort en fibres courtes améliore la résistance thermique et mécanique ainsi que la stabilité dimensionnelle. Grâce à leur fluidité, les résines thermoplastiques peuvent être facilement moulées lorsqu'elles sont ramollies.

Ce sont donc essentiellement les suivants : Polyamide (**PA**) (*tenue au choc, bonne résistance à la fatigue*) ; Polytéréphtalate éthylénique et butylénique (**PET, PBT**) (*bonne rigidité, bonne ténacité*) ; Polycarbonate (**PC**) (*tenue au choc*) ; Polysulfure de phénylène (**PPS**) (*résistance à l'hydrolyse*) ; Polyoxyméthylène (**POM**), (*bonne tenue à la fatigue*) ; Polysulfurés (**PSU**) (*bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse*)...etc [12], [27].

- **Les résines thermodurcissables**

Les qualités mécaniques de la matrice (résines TD) sont excellentes. Ces résines peuvent être façonnées une seule fois. Elles existent en solution sous forme de polymères non réticulés en suspension dans des solvants. Les résines thermodurcissables comprennent les résines de polyester insaturé, les résines de condensation (phénoliques, amioplastes, furanes) et les résines époxy [10].

Voici les principales résines thermodurcissables utilisées dans la fabrication des matériaux composites, par ordre décroissant :

Les résines de polyesters insaturés, tels que : les polyesters condensés, les esters vinyliques, les dérivés allyliques, les résines de condensation telles que les phénoliques, les aminoplastes, les furanes, résines époxydes etc. [13].

1.4.4. Interface matrice-renfort :

La performance mécanique des composites est déterminée non seulement par les qualités inhérentes des matériaux constitutifs, mais aussi par la zone interfaciale, qui garantit la transition des contraintes vers le renforcement [28]. La zone interfaciale des renforts d'encollage est une interphase composée de la surface de contact fibre/matrice (interface) et d'une couche de résine modifiée par l'agent d'encollage [29].

Comme ses caractéristiques chimiques, physiques et mécaniques diffèrent de celles de la fibre et de la matrice, cette zone est considérée comme un membre du composite [30]. Ces paramètres sont difficiles à obtenir expérimentalement, et la majorité des données sont collectées à partir de composites modèles ou en modélisant la réponse mécanique des composites unidirectionnels, ce qui suppose que l'interphase n'a pas d'épaisseur pour permettre l'étude micromécanique du composite [31].

En revanche, à l'échelle réelle, cette interphase peut être révélée par diverses méthodes, notamment l'évaluation de son épaisseur par analyse viscoélastique et par fluage thermo-stimulé. L'épaisseur de cette interphase dans une matrice de billes de verre dispersées et de résine époxy est de 1,4 à 1,75 μm . L'analyse AFM de fibres de verre enduites exclusivement de l'agent de couplage donne une mesure de l'épaisseur de l'interphase de 70 nm [32].

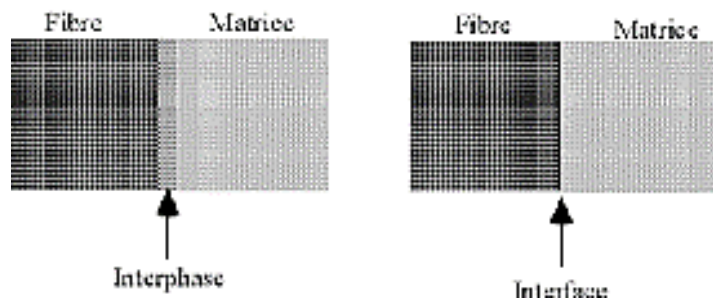


Fig.1.13. Concepts d'interphase et d'interface [33]

1.5. Procédé de fabrication des composites

Les étapes de production d'un matériau composite consistent à construire les renforts avec une matrice polymère tout en assurant un bon contact entre les deux constituants. La nature, les caractéristiques physiques, chimiques et thermiques des différents ingrédients ont un impact sur les méthodes de transformation du matériau lors de la mise en œuvre ; la matrice peut passer de l'état liquide à l'état solide ou être fondue à haute température avant d'être solidifiée. Le renfort est imprégné de résine lors de la production de matériaux composites (TC). Figure (1.14). Compaction et le durcissement de la résine pendant le durcissement.

L'imprégnation et la consolidation des matériaux composites (TP) sont souvent réalisées à haute température, la solidification se produisant lors du refroidissement (figure) (1.15).

La mise en œuvre peut se faire en deux temps pour les deux types de polymères : les pré-imprégnés sont créés séparément, puis la polymérisation ou la consolidation est terminée lors de la fabrication de la pièce [12], [22].

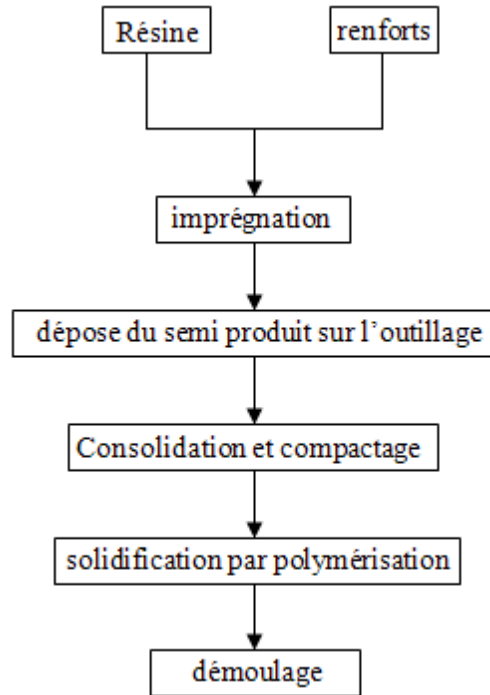


Figure 1.14. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TD)

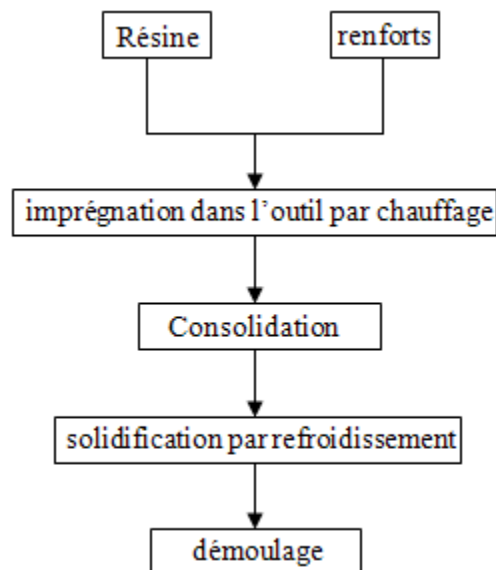


Figure 1.15. Les différentes étapes de la mise en œuvre des matériaux composites (TP).

1.5.1. Moulages sans pression

Les méthodes de moulage 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. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du moule. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur.

1.5.1.1. Moulage au contact

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, suivi d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, appelée gel coat. Le moulage par contact est une méthode manuelle de production de pièces en résine thermodurcissable à température ambiante et sans pression. Les renforts sont imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée avant d'être posés sur le moule. La pièce est retirée du moule et détournée lorsque la résine a pris [11], [34].

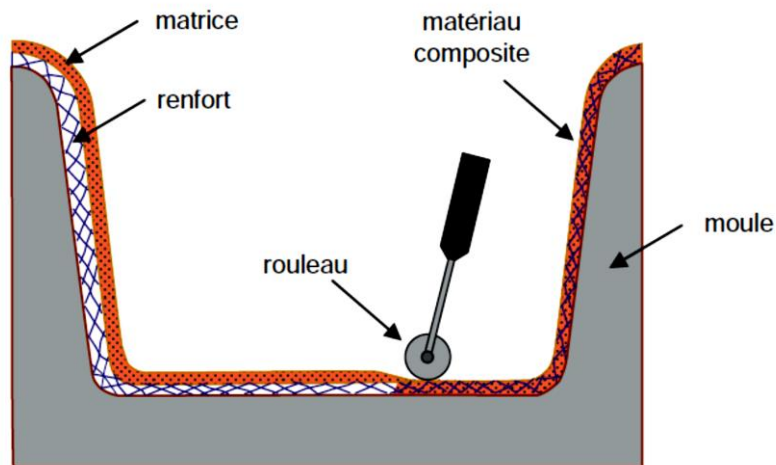


Figure 1.16. Principe du moulage au contact.

1.5.1.2. Moulage par projection simultanée

Le moulage par projection simultanée (figure 1.17) est un procédé humain ou robotique permettant de créer des objets à température ambiante à partir de polymères thermodurcissables.

Cette méthode de moulage est réalisée en projetant simultanément des fibres coupées et de la résine catalysée sur un moule. L'équipement de projection comprend une machine pour couper le stratifil et un canon pour projeter la résine et les fibres coupées, tous deux alimentés par de l'air comprimé. Un rouleau cannelé est utilisé pour éliminer les bulles de la couche de fibres imprégnée de résine après sa compression. Le moulage par pulvérisation permet de produire d'énormes quantités de pièces à un coût raisonnable. Cependant, le renfort se limite à des fibres coupées, et les qualités mécaniques du matériau restent ordinaires. Il est possible d'obtenir deux faces lisses en chargeant séparément un moule et un contre-moule, puis en les assemblant. Ce procédé permet également d'interposer une couche de tissu entre les deux, ce qui permet d'obtenir des pièces aux propriétés mécaniques améliorées[18], [22].

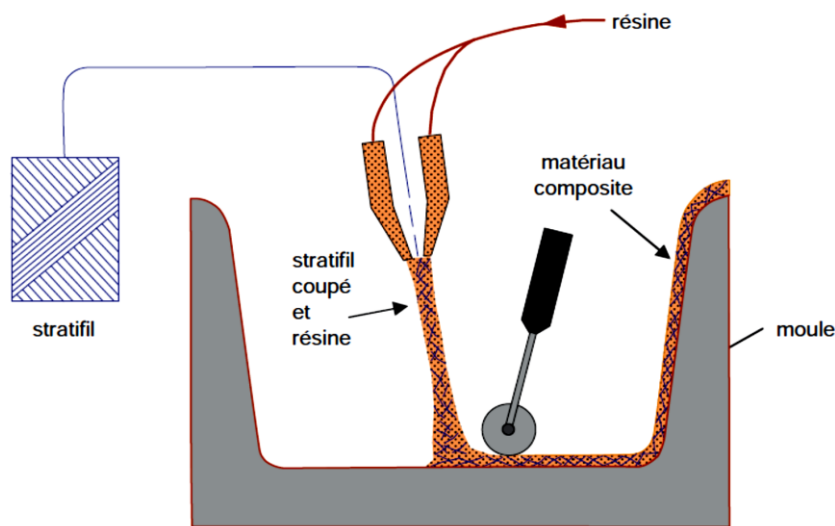


Figure 1.17. Moulage par projection simultanée

1.5.1.3. Moulage sous vide

La coulée sous vide implique l'utilisation simultanée du vide et de la pression atmosphérique (figure 1.18). L'armature est posée sur un moule rigide après avoir été enduite de gel-coat, et la matrice est coulée. Le contre-moule est ensuite mis en place et enduit d'une membrane pour assurer l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.). Une pompe à vide aspire l'air entre le moule et le contre-moule poreux, ce qui permet d'étaler et de débuller la résine. Le contre-moulage peut être limité à la seule membrane d'étanchéité.

La technique est presque identique à celle du moulage par contact, mais la qualité du composite est plus grande, et la teneur en fibres est plus importante, car l'excédent de résine est aspiré par le vide formé lors du processus de mise sous vide.

En raison de la proportion constante de résine et de la diminution des inclusions d'air, il présente des qualités mécaniques supérieures. Un excellent aspect de surface est produit des deux côtés lorsqu'un contre-moule ferme est utilisé. Ce procédé de moulage est approprié pour la fabrication de petites et moyennes séries. [11], [35]

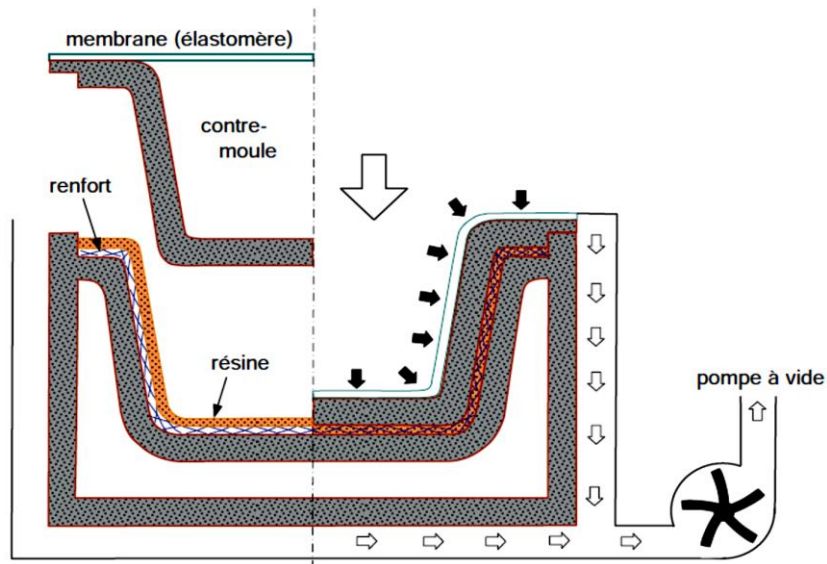


Figure 1.18. Moulage sous vide.

1.5.2. Moulage par compression

C'est une technique de grande série puisque l'on part de semi-produits sans apport supplémentaire de matière.

Ce procédé de moulage est idéal pour produire des pièces profondes aux formes complexes.

Le moulage consiste à imprégner de résine sous pression un renfort inséré à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule extrêmement dur et fermé. L'alimentation automatique en résine supprime la nécessité de manipuler la résine. La proportion de renfort peut être importante, ce qui permet d'obtenir des sections présentant d'excellentes propriétés mécaniques. Généralement il existe trois types de ce moulage : le Moulage par compression à froid le Moulage par compression à chaud et Moulage par injection [22], [36].

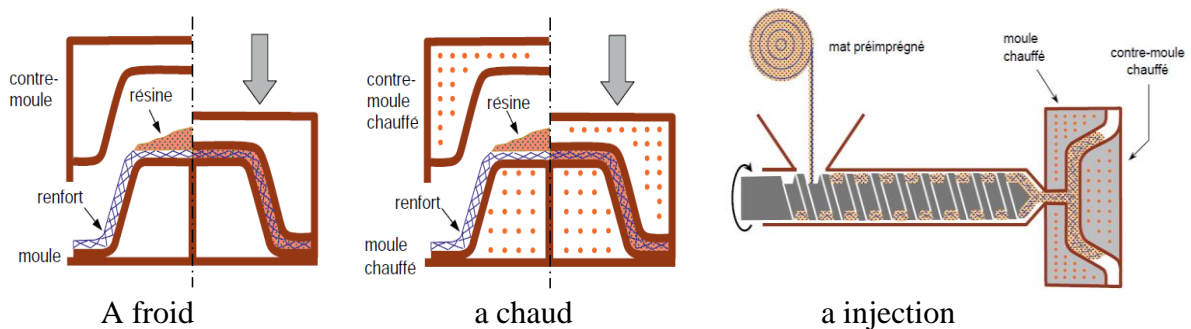


Figure 1.19. Principe du moulage par compression.

1.5.3. Autres types de moulage

Il existe d'autres types de moulage utilisés pour fabriquer les matériaux composites tel que :

- Moulage par centrifugation ;
- Moulage par enroulement filamentaire ;
- Moulage par pultrusion ;
- Moulage en continu... etc

1.6. L'architecture des matériaux composites:

L'architecture des matériaux composites peut être classée en deux types : les monocouches et les multicouches.

1.6.1. Les monocouches :

Les monocouches sont le composant fondamental de la structure composite. La forme du renfort distingue les différents types de monocouches : Les fibres longues (unidimensionnelles unidirectionnelles, dispersées de façon aléatoire), les fibres tissées et les fibres courtes[37].

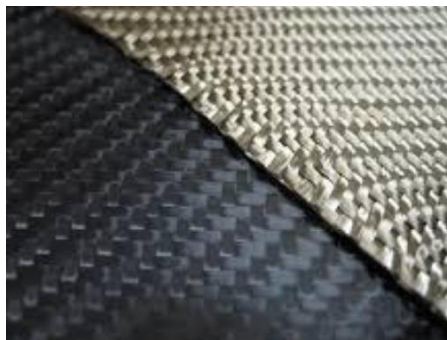


Figure 1.20. Composite monocouche

1.6.2. Les multicouches :

On les trouve sous forme de stratifiées ou sandwich.

1.6.2.1. Les Stratifiés :

Un stratifié est composé de couches consécutives de monocouches (communément appelées plis) de renforts imprégnés de résine (fils, laminés, tapis, textiles, etc.), chacune ayant sa propre orientation par rapport à un référentiel commun aux couches appelé référentiel du stratifié. L'empilement et, plus précisément, les orientations choisies vont donner lieu à certaines caractéristiques mécaniques. Dans ce qui suit, nous nous intéressons uniquement aux

stratifiés à base de **plis**. En fait, il s'agit de la structure fondamentale à laquelle toute autre forme de stratifié peut théoriquement être ramenée [38], [39](figure1.21)

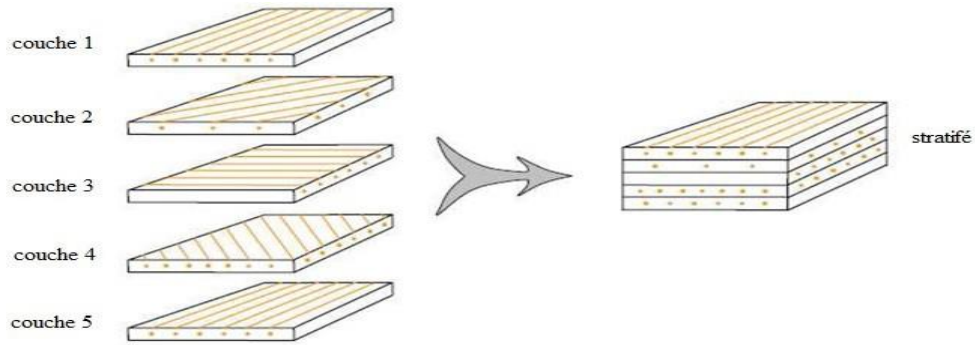


Figure I.21 : Constitution d'un stratifié [1].

Les règles de désignation d'un stratifié sont les suivantes :

- Chaque pli est désigné par la valeur de son angle d'orientation (angle d'orientation des fibres en degrés par rapport à l'axe x de référence). Le sens de l'orientation est pris en compte :
- Des plis adjacents sont séparés par une barre oblique (/) si leurs angles ont de différentes valeurs absolues
- Un indice est utilisé afin d'indiquer le nombre de plis adjacents possédant la même orientation.
- Si deux plis successifs ont des orientations de même valeurs et de sens opposés, elles peuvent être désignées par le signe \pm ;
- La séquence d'empilement commence à partir du premier pli supérieur et se termine au dernier pli.
- Un exemple de désignation d'un stratifié est donné à la figure 1.22.

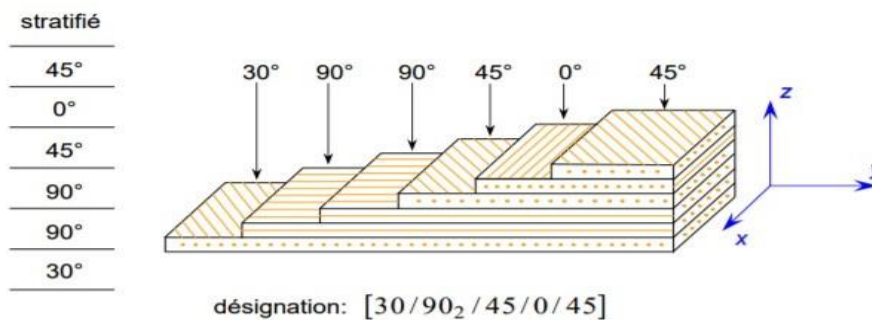


Figure I.22 : Désignation d'un stratifié.

Types des stratifiés :

La rigidité d'un composite est régie par la façon dont les couches sont empilées, leur nature, leur orientation, la séquence d'empilement, etc. Un stratifié est constitué de deux ou

plusieurs couches (également appelées plis) qui sont superposées et agissent comme une seule unité structurelle. Chaque couche est constituée de fibres unidirectionnelles imprégnées de résine et présentant une section transversale minuscule (environ 10 à 20 μm de diamètre).

Chaque couche est identifiée par son orientation, qui est l'angle formé par la direction des fibres avec la direction de référence (souvent la direction des fibres unidirectionnelles orientées à 0°).

La séquence d'empilement du stratifié fait référence au nombre et à la direction des couches suivantes qui traversent le stratifié d'un côté à l'autre. Par conséquent, un stratifié est défini comme suit [18] :

1.6.2.1.1. *Stratifiés symétriques :*

Un stratifié est symétrique si son plan moyen est plan de symétrie. Sa désignation ne nécessite que la moitié des plis successifs.

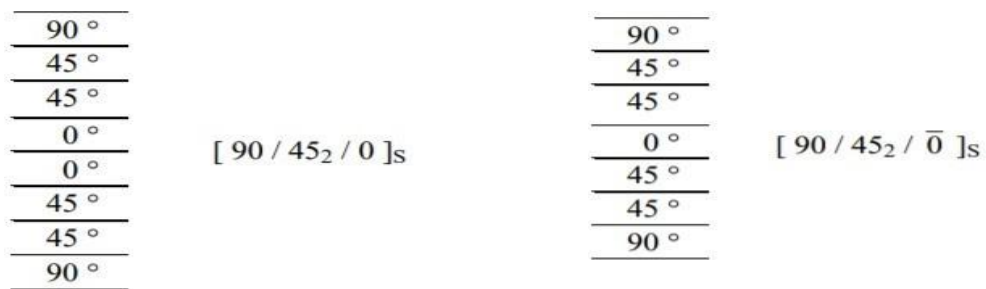


Figure 1.23 : Exemple de désignation pour empilement symétrique.

1.6.2.1.2. *La symétrie miroir :*

On dit qu'une pièce stratifiée est dotée d'une symétrie miroir lorsque les empilements de plis de part et d'autre du plan moyen sont identiques.

1.6.2.1.3. *Stratifiés hybride :*

Un stratifié hybride est constitué de couches successives comportant des fibres de natures différentes. Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation. Ces stratifiés permettent des performances voulues en utilisant aux mieux les propriétés des diverses fibres disponibles.

0° V	[0 _V / ±45 _C / 90 _C] _S	0° K	[0 _{2C} / (45 / 90) _{SV} / 0 _{2K}]
45° C		0° K	
-45° C		45° V	
90° C		90° V	
90° C		45° V	
-45° C		0° C	
45° C		0° C	
0° V			

Figure 1.24 : Désignation de stratifiés hybrides avec la même résine.

Avec V : verre, C : carbone, K : Kevlar

1.6.3. Les sandwiches

Le principe de la technologie sandwich est d'appliquer sur un noyau deux plaques appelées *peaux* en un matériau léger ayant de bonnes propriétés de compression. Le but de ce procédé est de former une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.[40]

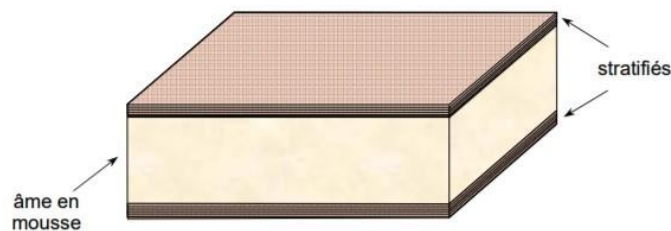


Figure 1.25 : Matériau sandwichs à âme pleine.

1.7. L'utilisation des matériaux composites

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

- Textiles utilisés en médecine
- Structures porteuses aéronautiques
- Structures des automobiles
- Les structures des produits spatiaux (satellites)
- Renforcement du béton structurel
- Isolation électrique des câbles dans les compartiments moteurs
- Structures capables de supporter des charges dans des conditions salines (éoliennes ou construction navale)
- Blindage
- Vêtements résistants au feu

- Armement balistique
- Ecrans ignifuges transportables
- Réservoirs de carburant
- Conduites et canalisations à température extrême
- Filtres chimiques pour hautes températures
- Renforcement structurel des pneus et des convoyeurs, entre autres...etc

1.8. Avantages et inconvénients des matériaux composites

1.8.1. Les avantages

Par rapport aux matériaux de construction traditionnels tels que l'acier, l'aluminium, le titane et ses alliages, les matériaux composites présentent plusieurs avantages. En ce qui concerne les caractéristiques mécaniques du matériau, nous pouvons affirmer [41], [42] [27]:

- Résistance et rigidité spécifiques extrêmement élevées.
- Faible densité
- Résistance dynamique et à la fatigue extrêmement élevée
- Dilatation thermique minimale
- Excellente résistance à la corrosion
- Dégradation à différents stades
- Excellente isolation thermique
- Possibilité de prendre plusieurs formes (pièces complexes) ;
- Bonne tenue au feu (attention aux dégagements toxiques)

Les points suivants doivent être pris en compte en termes de construction :

- Moins de composants grâce à une construction intégrée
- Moins de déchets
- Facilité de mise en forme

1.8.2. Les inconvénients

Cependant, ces matériaux présentent des inconvénients tels que [27], [41], [42]:

- Le coût du matériau et de la fabrication.
- La tolérance aux dommages des matériaux à matrice fragile
- Les difficultés de conception et de dimensionnement
- Le recyclage
- La sensibilité à la chaleur

Malgré les efforts déployés au cours des dernières décennies, les problèmes mentionnés ne sont pas encore résolus de manière satisfaisante. Cependant, d'énormes progrès ont été réalisés depuis le début de leur utilisation.

1.9. Conclusion

Pour entamer la partie de recherche, on a voulu présenter dans ce premier chapitre, les concepts fondamentaux concernant les matériaux composites qui sont essentiels pour la résolution de la problématique de notre thèse.

On a donc commencé par les définitions de base de ces matériaux. Puis on a passé aux constituants des composites, en expliquant les différents procédés de fabrication.

Dans la deuxième partie de ce chapitre, on a présenté les structures des matériaux composites et abordé l'architecture du stratifié, qui est notre objet de recherche, ce chapitre se termine par les avantages et les inconvénients de ces matériaux.

Chapitre 2
Comportement mécanique en flexion des stratifié

2.1. Introduction

L'objectif de la définition du comportement des matériaux est de comprendre leur réaction à une contrainte particulière, ce qui permet une modélisation et un dimensionnement raisonnablement précis et fiables des structures ou des processus spécifiques. En outre, les composants de nombreuses constructions modernes sont de plus en plus utiles et doivent répondre à des critères dimensionnels croissants. Cela nécessite une compréhension approfondie du comportement des matériaux et des lois d'endommagement, ce qui permet de créer des outils de modélisation et de dimensionnement des structures. La méthode d'identification du comportement d'un matériau consiste généralement à définir sa loi de comportement.

Dans ce chapitre, le comportement mécanique des matériaux composites et du stratifié composite en particulier est révélé. Ensuite, une présentation des différents mécanismes d'endommagement et des techniques de caractérisation des matériaux composites est faite. A la fin de ce chapitre, des essais mécaniques pouvant être appliqués empiriquement ou numériquement sont présentés.

2.2. Les caractéristiques du mélange renfort-matrice

Un matériau peut être décrit selon de nombreux paramètres qui diffèrent d'un matériau à l'autre lui permettant de réagir différemment. Il est nécessaire de connaître précisément ces propriétés géométriques et mécaniques du mélange « renfort + matrice » qui est la structure de base des matériaux composites pour prédire leur réponse et estimer les forces maximales possibles appliquées à certain matériau. Donc, dans cette partie, nous allons essayer de présenter certaines des caractéristiques cités dans la littérature [2], [4], [12], [43]

2.2.1. La teneur en masse

La teneur en masse de renfort est donnée comme suit :

$$M_f = \frac{\text{masse des renforts}}{\text{masse totale}} \quad (2.1)$$

En conséquence, la teneur en masse de matrice est :

$$M_m = \frac{\text{masse de matrice}}{\text{masse totale}} \quad (2.2)$$

Il peut donner la teneur en masse de matrice en fonction de la teneur en masse de renfort comme suit :

$$M_m = 1 - M_f \quad (2.3)$$

2.2.2. La teneur en volume

L'équation suivante caractérise la teneur en volume de renfort :

$$V_f = \frac{\text{volume des renforts}}{\text{volume totale}} \quad (2.4)$$

Ou par :

$$V_f = \frac{M_f / \rho_f}{M_f / \rho_f + M_m / \rho_m} \quad (2.5)$$

En conséquence, la teneur en volume de matrice est donnée comme:

$$V_m = \frac{\text{volume de matrice}}{\text{volume totale}} \quad (2.6)$$

Ou par :

$$V_f = \frac{M_m / \rho_f}{M_f / \rho_f + M_m / \rho_m} \quad (2.7)$$

Il peut donner la teneur en volume de matrice en fonction de la teneur en volume de renfort comme suit :

$$V_m = 1 - V_f \quad (2.8)$$

2.2.1. L'épaisseur du composite stratifié

On peut exprimer l'épaisseur à partir de la teneur en masse de renfort. L'épaisseur notée (h):

$$h = \text{moV} \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right) \quad (2.9)$$

2.2.2. La masse volumique

Pour le mélange « renfort + matrice » la masse volumique ρ est :

$$\rho = \frac{\text{masse totale}}{\text{volume total}} \quad (2.10)$$

Ou bien par la formule suivante :

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m \quad (2.11)$$

2.2.3. Coefficient de poisson

Il caractérise la contraction dans le sens transverse (T) du pli lorsqu'on le sollicite en traction suivant le sens long (L),

$$\begin{aligned} \vartheta_{LT} &= \vartheta_f V_f + \vartheta_m V_m \\ \vartheta_{TL} &= \vartheta_{LT} \frac{E_T}{E_L} \end{aligned} \quad (2.12)$$

2.2.4. Modules d'élasticité composite stratifiée

2.2.4.1. Le module d'élasticité longitudinal

On peut estimer le module d'élasticité en traction à la base des modules d'élasticité de la fibre et de la matrice.

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m \quad (2.13)$$

2.2.4.2. Le module d'élasticité transversal

La relation du module d'élasticité en flexion serait comme suit :

$$E_T = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f} \quad (2.14)$$

Les deux équations précédentes sont les bornes supérieure (E_L) et inférieure (E_T) du module d'élasticité du composite, qui est modélisées par une courbe linéaire et par une hyperbole respectivement dans la courbe suivante Figure 2.1. Donc, le module d'élasticité réel du composite E_c est situé entre ces deux lignes.

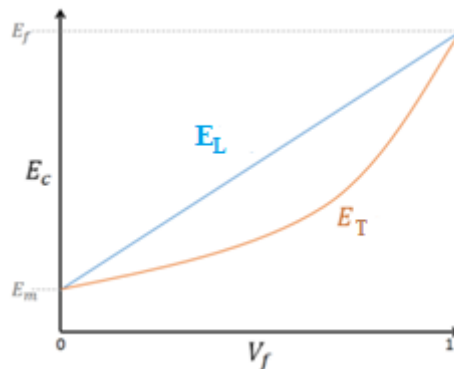


Figure 2.1 : Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges.

2.2.5. Module de cisaillement

Le module de cisaillement est un paramètre physique spécifique au matériau qui est utilisé pour caractériser les déformations générées par les efforts de cisaillement.

Pour les fibres :

$$G_f = \frac{E_f}{2(1 + 2V_f)} \quad (2.15)$$

Pour les matrices

$$G_m = \frac{E_m}{2(1 + 2V_m)} \quad (2.16)$$

2.2.1. Module de glissement

Un ordre de grandeur de ce module difficile à approcher par le calcul est donné par l'expression suivante :

$$G_{LT} = G_m \left(\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_f} V_f} \right) \quad (2.17)$$

2.2.2. Module de compressibilité

L'équation suivante décrit le module de compressibilité de la fibre :

$$k_f = \frac{E_f}{2(1 - 2V_f)} \quad (2.18)$$

Le module de compressibilité de la matrice est :

$$k_m = \frac{E_m}{2(1 - 2V_m)} \quad (2.19)$$

2.2.3. Module de la compression latéral

Le module de la compression latéral de fibre vient sous la forme de l'équation suivante :

$$K_f = k_f + \frac{G_f}{3} \quad (2.20)$$

Pour la matrice c'est :

$$K_m = k_m + \frac{G_m}{3} \quad (2.21)$$

2.2.4. Résistance à la rupture d'un composite stratifié

Lorsque les fibres se rompent avant la matrice, on obtient pour le mélange et pour une sollicitation dans la direction (L) :

$$\sigma_{Lrup} = \sigma_{frup} V_f + \sigma_{mrup} V_m \quad (2.22)$$

$$\sigma_{Lrup} = \sigma_{frup} \left(V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right) \quad (2.23)$$

2.2.5. Pli du mat

Gay et Joubert comparent un pli mat à un empilement constitué d'une infinité de plis unidirectionnels (UD) pouvant aller dans les deux sens. Cette comparaison n'est valable que si les fibres sont suffisamment longues, proportionnellement à la longueur critique nécessaire pour transmettre les charges entre la matrice et les fibres sans que celles-ci ne se séparent. Les caractéristiques d'un pli mat sont donc les mêmes dans toutes les directions, et il est dit isotrope dans son plan.

Ses caractéristiques élastiques sont déterminées par seulement trois variables indépendantes: E, G et ϑ . Gay et Joubert fournissent des équations permettant de calculer ces facteurs à partir des caractéristiques élastiques d'un pli unidirectionnel (UD) présentant le même rapport volumique de fibres[44], [45]. Elles prennent la forme suivante :

Module d'élasticité :

$$E = \frac{[2(\overline{E}_L + \overline{E}_T) + 4\vartheta_{TL} \overline{E}_L][\overline{E}_L + \overline{E}_T - 2\vartheta_{TL} \overline{E}_L + 4G_{LT}]}{4[\frac{3}{2}(\overline{E}_L + \overline{E}_T) + \vartheta_{TL} \overline{E}_L + 2G_{LT}]} \quad (2.24)$$

Pour module de cisaillement

$$G = \frac{1}{4} \left[\frac{1}{2}(\overline{E}_L + \overline{E}_T) - \vartheta_{TL} \overline{E}_L + 2G_{LT} \right] \quad (2.25)$$

Et pour le coefficient de poisson

$$\vartheta = \frac{\frac{1}{2}(E_L + E_T) + 3\vartheta_{TL} E_L - 2G_{LT}}{\frac{1}{3}(E_L + E_T) + \vartheta_{TL} E_L + 2G_{LT}} \quad (2.26)$$

Où :

$$\overline{E}_L = \frac{E_L}{1 - \vartheta_{LT} \vartheta_{TL}} \quad (2.27)$$

$$\overline{E}_T = \frac{E_T}{1 - \vartheta_{LT} \vartheta_{TL}} \quad (2.28)$$

2.3. Endommagements des matériaux composites

L'évolution des dégradations dans les stratifiés composites est un phénomène complexe qui résulte de différents modes d'endommagements souvent couplés, comme la fissuration matricielle, le délaminage entre les couches, la rupture des fibres, etc...

2.3.1. Critère d'endommagement

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche et peuvent être classés suivant :

- Le critère de la contrainte maximale,
- Le critère de la déformation maximale,
- Les critères interactifs ou critère énergétiques.

Les critères de la contrainte maximale et de déformation maximale ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux. D'autre part, ces critères excluent l'existence d'interactions entre les contraintes ou déformations principales: les mécanismes de rupture longitudinale, transversale ou en cisaillement sont supposés se produire indépendamment.[3]

2.3.2. Classification des endommagements

Les matériaux composites sont des matériaux complexes dont le comportement sous pression varie ; sous différentes contraintes, ils réagissent en se déformant de manière élastique et viscoélastique ; sinon, ils suivent un comportement plastique, entraînant ainsi des dommages[46]. La rupture ou l'endommagement des matériaux composites est un phénomène très complexe où de nombreux mécanismes d'endommagement différents apparaissent et interagissent. Afin d'assurer l'intégrité des pièces en service et de déterminer l'origine de la défaillance, il est nécessaire de connaître les différents types d'endommagement qui se produisent à différents échelles[42], [47], [48], ainsi on distingue trois échelles : microscopique, mésoscopique, macroscopique (Figure 2.2)

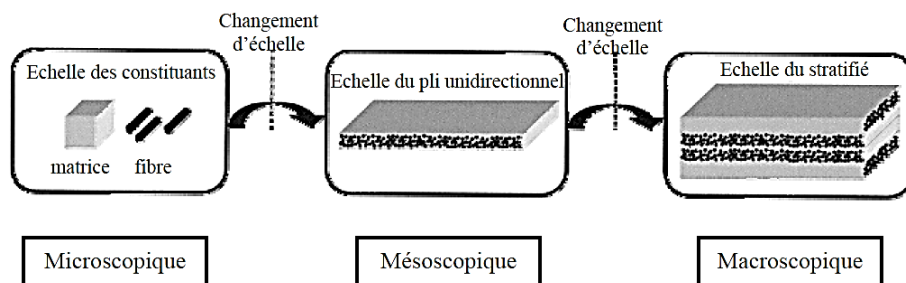


Figure 2.2 : Principe des différentes échelles d'après Laurin

2.3.2.1. L'échelle microscopique

L'échelle microscopique concerne les dommages au niveau des fibres et de la matrice. Cependant, comme le montre la (figure 2.3), la rupture de ces stratifiés à l'échelle microscopique peut impliquer plusieurs mécanismes de base tel que : décohésion fibre-matrice, ou délaminage...

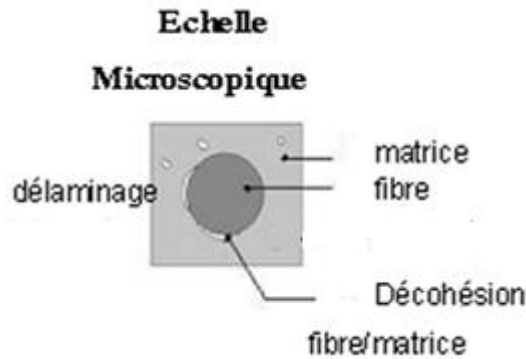


Figure 2.3: Principaux endommagements rencontrés à l'échelle microscopique

2.3.2.1.1. *Décohésion fibre-matrice*

Résines plastiques à haute contrainte de rupture L'interface fibre-matrice est définie comme le point le plus vulnérable des couches, et la rupture se produit par désadhésion de l'interface fibre-matrice lorsque la contrainte de découplage est inférieure à la contrainte de cisaillement à la rupture.

Ces défaillances d'adhésion se propagent donc le long des fibres jusqu'à former des fissures transversales (traversée complète de la couche) dans le cas de flocons unidirectionnels ou longitudinales dans le plan de la couche dans le cas de composites tissés[4], [5], [18].

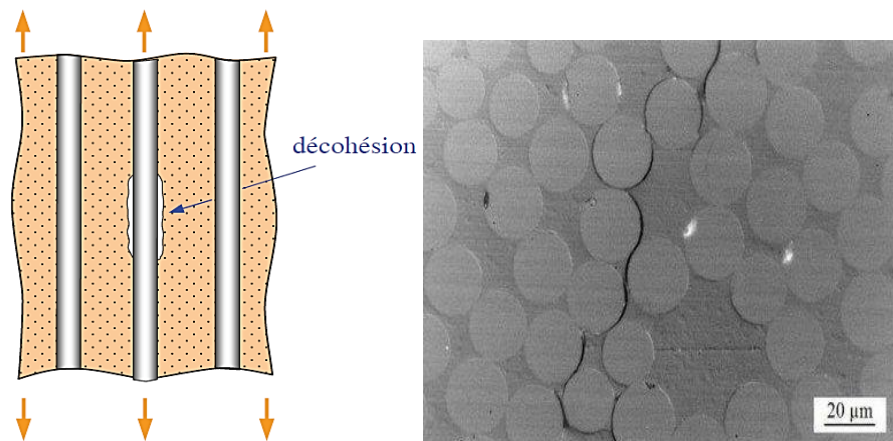


Figure 2.4 : présentation schématique de Décohésion fibre matrice.

2.3.2.1.2. *Délaminage entre les couches (plis)*

Le processus de délamination est un mécanisme de décohérence entre les couches qui se produisent sur le bord libre et/ou à l'intérieur de l'échantillon. Cette décharge interlamellaire provoque des dommages en affaiblissant les liaisons entre les couches, ce qui entraîne un doublement de l'épaisseur de la composite. généralement le délaminage en trois modes qui sont : le mode d'ouverture, le mode de glissement, le mode de cisaillement [5], [12], [49] figures (2.5) et (2.6).

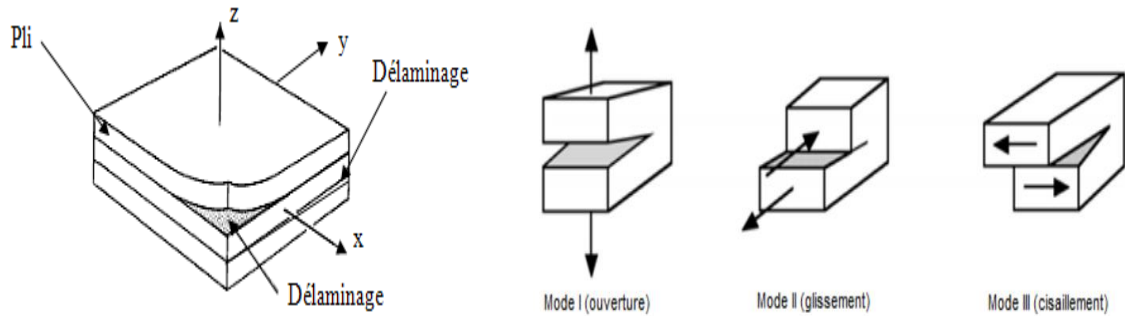


Figure 2.5 : Délaminage des plis dans les matériaux composites stratifiés

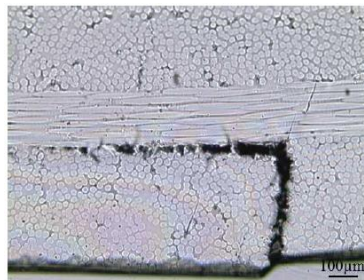


Figure 2.6. Micro délaminage initié en tête de fissure dans un stratifié [0/90]

2.3.2.2. A l'échelle mésoscopique

A l'échelle mésoscopique le souci d'endommagement se situe au niveau des plis. A cette échelle, la dégradation s'opère de manière différente (Figure 2.7), qui sont en trois types [50]:

- Rupture interminaire
- Rupture Interlaminaire
- Rupture translaminaire

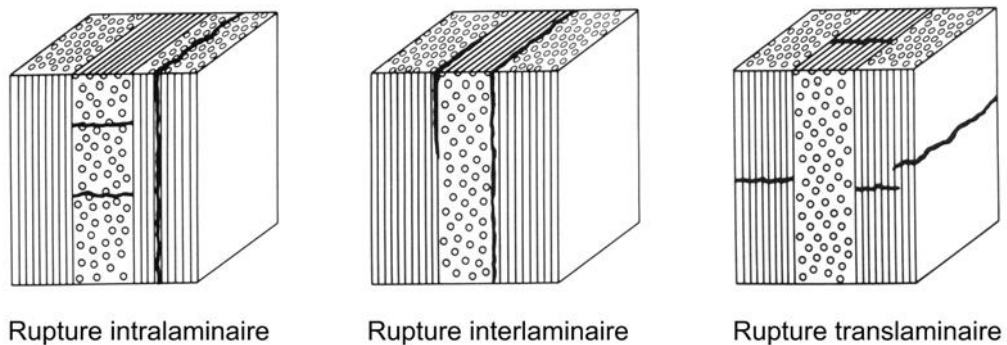


Figure 2.7 : Mécanismes de rupture à l'échelle mésoscopique d'un stratifié

2.3.2.3. A l'échelle macroscopique

L'échelle macroscopique a tenté de prévoir la défaillance d'une plaque où le délaminage est évident, entraînant une séparation locale entre deux couches liées à une concentration substantielle de forces de cisaillement qui commence souvent aux bords libres de la structure.

Cependant, comme le montre la (figure 2.8), la rupture de ces stratifiés à l'échelle macroscopique peut impliquer plusieurs mécanismes de base : rupture longitudinale de la matrice, rupture transversale de la matrice, rupture des fibres...

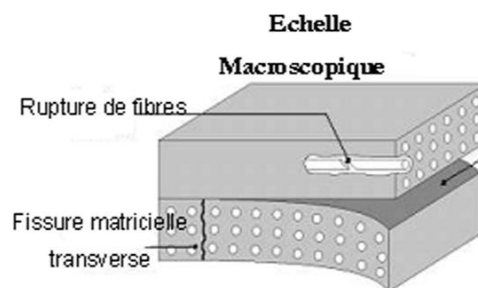


Figure 2.8: Principaux endommagements à l'échelle macroscopique

2.3.2.3.1. La fissuration transverse

Les dommages de ce type se produisent dans les couches lorsque les fibres ne sont pas adaptées à la direction de la charge. Des fissures se forment dans la matrice ou au contact fibre-matrice et se propage (Figure 2.9).

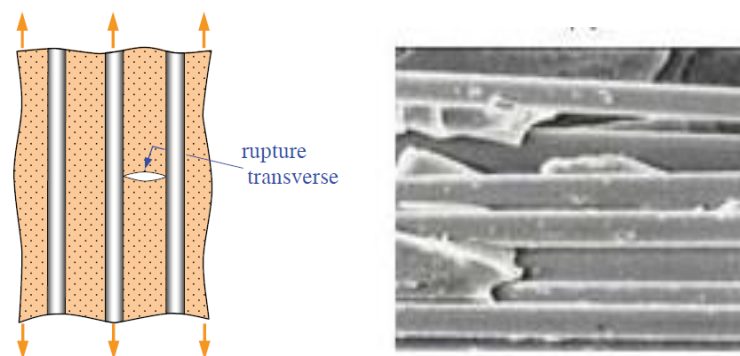


Figure 2.9: Rupture transverse de la matrice

2.3.2.3.2. La fissuration longitudinale

Ces fractures sont comparables aux fissures transversales dans la nature. Elles se forment également le long des fibres, mais cette fois-ci parallèlement à la trajectoire principale de la tension (Figure 2.10)[4], [12], [45].

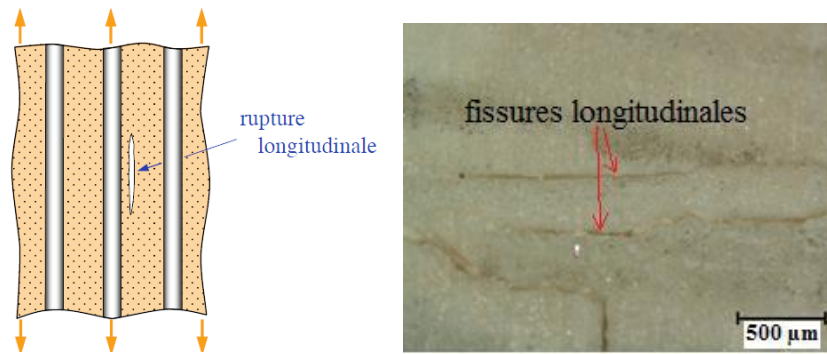


Figure 2.10: fissure longitudinal de la matrice

2.3.2.3.3. Rupture de fibres

Lorsque la tension de traction dans les fibres approche la contrainte de rupture des fibres, la rupture des fibres se produit principalement à l'intérieur des plis. Elle se produit fréquemment dans les plis les moins déformés en termes de direction de la contrainte. Une contrainte excessive entraînera la rupture des composants adjacents (Figure 2.11)[12], [18].

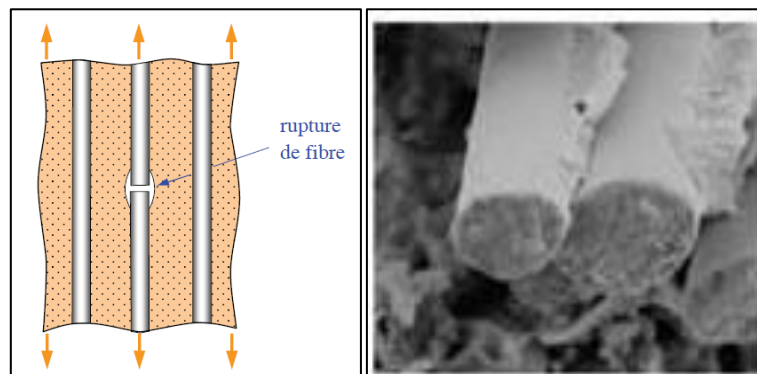


Figure 2.11: Rupture de fibres.

2.3.3. La propagation de la fissure

La propagation de la fissure diffère suivant la nature de l'interface fibre/matrice. Dans le cas d'une adhérence fibre-matrice élevée, la rupture initiée, soit par rupture des fibres, soit par rupture de la matrice, induit en front de fissure des concentrations de contraintes conduisant à une propagation de la fissure successivement dans les fibres et dans la matrice.

La rupture observée est de type fragile, il est également possible d'observer une jonction, par rupture longitudinale de la matrice ou par décohésion fibre-matrice, de deux fissures adhérentes dans des zones différentes. [3], [11]

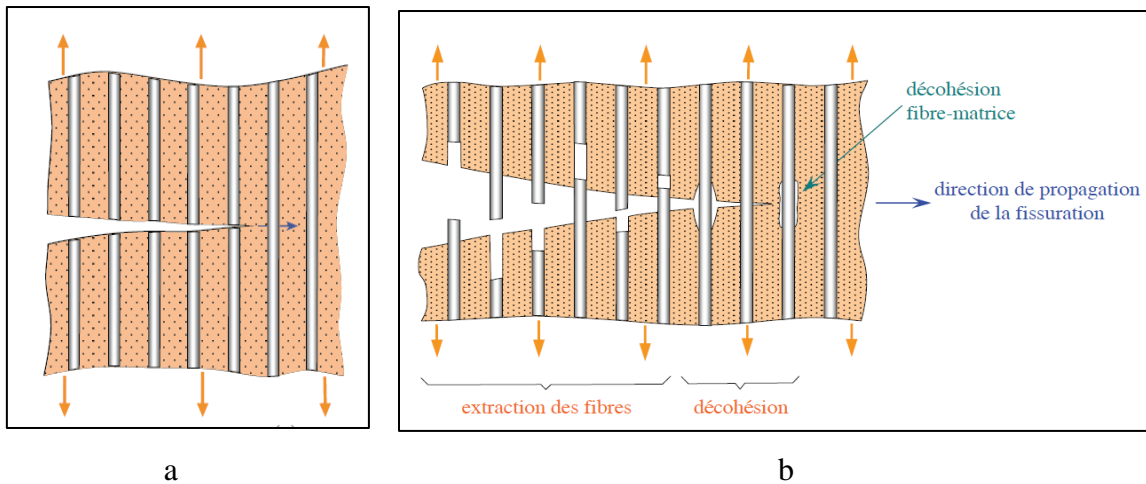


Figure 2. 12 : Propagation de la rupture : a. dans le cas d’une forte adhérence fibre matrice. b. dans le cas d’une faible adhérence fibre matrice

2.4. Les essais mécaniques

Les essais mécaniques, est une étape indispensable pour accéder aux grandeurs caractéristiques des matériaux, du module d'Young à la limite d'élasticité, en passant par la ténacité ou la résistance à la fatigue, et ce dans des conditions variables, par exemple la température ou la vitesse de sollicitation [9].

Il s'agit ici de donner les grandes idées et les modes opératoires propres, chacune d'entre eux a des techniques à abordées, sans entrer dans trop de détails.

Pour cela on trouve deux 02 types des essais : l'expérience par l'utilisation des éprouvettes réel avec des bancs d'essai, parmi ces essais on trouve la traction, le fluage et la flexion qui nous intéresse dans ce travaille, mais parfois l'expérience sont non réalisable à cause de plusieurs raisons, là on doit utiliser le deuxième type qui est la simulation numérique.

2.4.1. Essai de flexion

2.4.1.1. Description des essais

L'essai de flexion est un essai mécanique qui appartient à la famille des essais indépendants du temps tels que le choc et la dureté utilisés pour décrire le comportement mécanique du matériau à l'étude et se présente sous deux formes : essai de flexion trois points et essai de flexion quatre points. Le principe des essais de flexion est de déterminer la déformabilité d'un matériau sur deux appuis et d'appliquer un effort ponctuel au centre (figure 2.13). Elle peut alors être mesurée en fonction de la charge appliquée, à vitesse constante, et des conditions de déplacement et de déflexion de la machine. Les précautions à prendre pour ce type de test se situent principalement au niveau des appuis. En fait, l'échantillon doit être strictement

perpendiculaire au niveau d'application de la charge. Les supports doivent être suffisamment éloignés les uns des autres pour que l'échantillon ne soit pas placé dans le cisaillement pur [2], [18], [51].

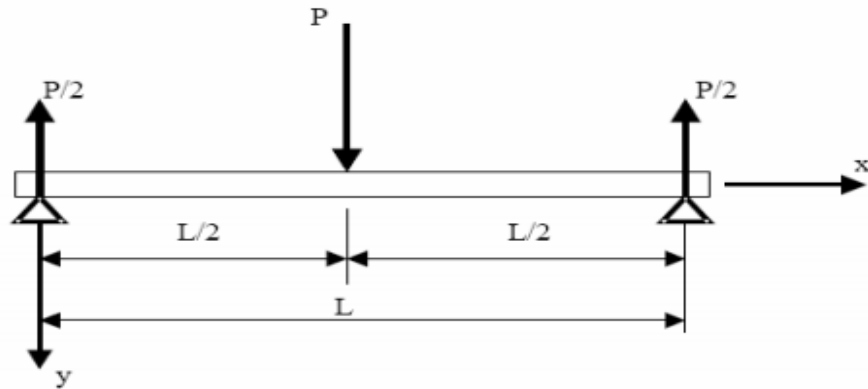


Figure 2.13 : Flexion 3 points

2.4.1.2. Mécanisme de rupture:

Dans cet essai standard, trois formes d'endommagement peuvent se produire, mais seules deux sont autorisées : l'endommagement par traction et l'endommagement par compression. Ils sont liés à l'effet de flexion et permettent donc de déterminer la contrainte maximale. Si un endommagement par cisaillement est découvert, cette quantification n'est plus réalisable et les hypothèses de l'essai sont jugées insatisfaisantes.

La rupture se produit à la suite de la formation et de la propagation de fractures, qui sont souvent situées sur la fibre extérieure la plus sollicitée en extension (figure 1.14). Lorsqu'une contrainte locale est égale à la force de cohésion du matériau, les connexions interatomiques à cet endroit se brisent [2].

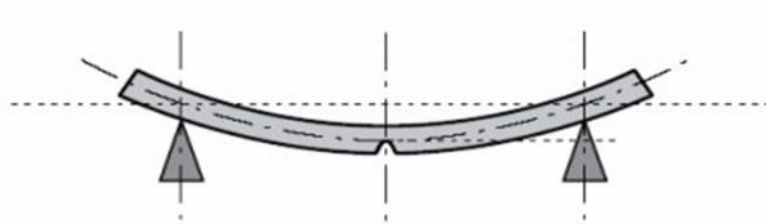


Figure 2.14 : Localisation de la rupture.

2.4.1.3. Machines de flexion:

La plupart des machines de flexion sont aujourd'hui dites universelles (traction, flexion, compression, fluage...), voir figure (2.15).

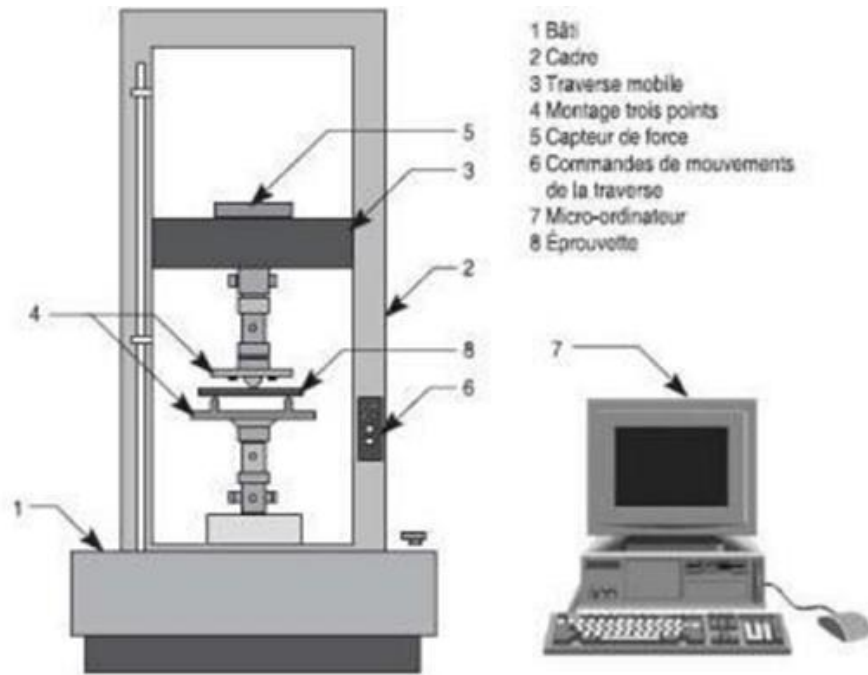


Figure 2.15 : Banc d'essai de flexion

2.4.1.4. Epreuve de flexion :

Les éprouvettes de l'essai de flexion sont aux normes définies dans la figure suivante[18] :

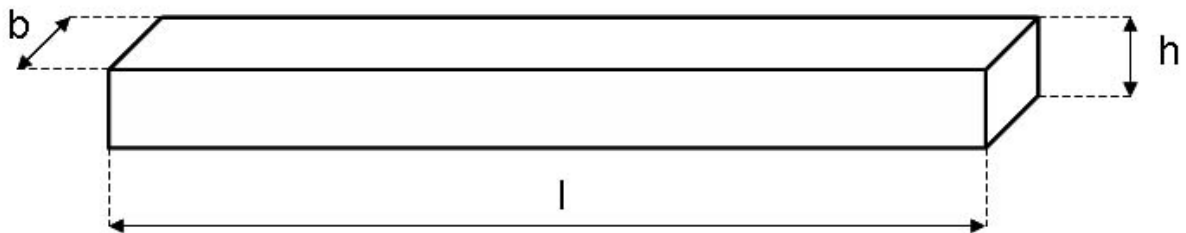


Figure 2.16 :.Dimensions des éprouvettes de flexion

2.4.1.5. Comportement élastique d'une couche de matériaux orthotropes:

2.4.1.5.1. Comportement dans les axes du matériau:

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope, rapporté à ses axes principaux est décrit en introduisant [2], [3], [12], [43], [45]:

Soit par sa matrice de rigidité C_{ij} :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Soit sa matrice de souplesse S_{ij}

$$\begin{bmatrix} S1 \\ S2 \\ S3 \\ S4 \\ S5 \\ S6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S11 & S12 & S13 & 0 & 0 & 0 \\ S12 & S22 & S13 & 0 & 0 & 0 \\ S13 & S23 & S33 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S44 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S55 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S66 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma1 \\ \sigma2 \\ \sigma3 \\ \sigma4 \\ \sigma5 \\ \sigma6 \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

2.4.1.5.2. Etat de contraintes planes:

Dans le cas de la théorie des stratifiés, on est amené à considérer un état de contraintes planes défini par :

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma11 & \sigma12 & 0 \\ \sigma12 & \sigma22 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma33 \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Dans ce cas, les relations d'élasticité sont explicitées à partir de la matrice de rigidité réduite Q du matériau :

$$\begin{bmatrix} \sigma1 \\ \sigma2 \\ \sigma3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q11 & Q12 & 0 \\ Q12 & Q22 & 0 \\ 0 & 0 & Q33 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon1 \\ \varepsilon2 \\ \varepsilon3 \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Où les constantes de rigidité s'expriment en fonction des rigidités suivantes :

$$Q11 = C - \frac{C23^2}{C33} \quad Q22 = C22 - \frac{C23^2}{C33} \quad (2.33)$$

$$Q12 = C13 - \frac{CC13 \times C23}{C33} \quad Q66 = C66$$

Les constantes de rigidité s'expriment en fonction des modules de l'ingénieur :

- E_L module de Young longitudinal
- E_T module d'Young transversal,
- ν_{LT} Coefficient de poisson et
- G_{LT} module de cisaillement, suivant les expressions :

$$Q11 = \frac{E_L}{1 - \nu_{LT} \frac{E_T}{E_L}} \quad Q22 = Q11 \frac{E_T}{E_L} \quad (2.34)$$

$$Q12 = \nu_{LT} Q11 \quad Q66 = G_{LT}$$

2.4.1.5.3. Champ des déformations :

On écrit le champ des déplacements, en se basant sur la théorie classique des stratifiés, sous la forme suivante :

$$u(x, y, z) = u_0(x, y) - Z \frac{\partial w_0}{\partial x}(x, y) \quad (2.35)$$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y) - Z \frac{\partial w_0}{\partial y}(x, y) \quad (2.36)$$

$$w(x, y, z) = w_0(x, y) \quad (2.37)$$

Le champ de déformations se déduit des déplacements (u, v, w) et s'écrit sous la forme :

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - Z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \varepsilon_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - Z \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ \varepsilon_{zz} &= \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{\partial w_0}{\partial z} = 0 \\ \gamma_{xy} &= 2\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \left\{ \frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \right\} + Z \left\{ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \right\} \\ \gamma_{xz} &= 2\varepsilon_{xz} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} = \frac{\partial w_0}{\partial x} + Q_x \\ \gamma_{yz} &= 2\varepsilon_{yz} = \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} = \frac{\partial w_0}{\partial y} + Q_y \end{aligned} \quad (2.38)$$

Ce champ des déformations est celui d'un schéma du 1er degré avec cisaillement transverse.

Dans la théorie classique des stratifiés, on émet une hypothèse supplémentaire qui consiste à négliger le cisaillement transverse et à considérer, dans ce cas, les déformations en cisaillement transverse nulles, soit :

$$y_{xz} = 0 \text{ Et } y_{yz} = 0 \quad (2.39)$$

D'après l'équation précédente cette hypothèse implique

$$Q_x(x, y) = \frac{\partial w_0}{\partial x} \text{ Et } Q_y(x, y) = \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (2.40)$$

Le tenseur des déformations en un point M est :

$$\varepsilon(M) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & 0 \\ \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

Le champ des déformations est la superposition :

-Des déformations en membrane

$$\varepsilon_m(M) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{\partial v_0}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

-Des déformations en flexion et en torsion :

$$\varepsilon_f(M) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^f \\ \varepsilon_{yy}^f \\ \varepsilon_{xy}^f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -z \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ -z \frac{\partial w_0}{\partial y} \\ -2z \frac{\partial w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (2.43)$$

S'écrivant en fonction des angles de rotation de la déformée du plan moyen et de la cote z du point M. Généralement, les déformations en flexion et torsion s'expriment suivant la relation:

$$\varepsilon_f(M) = zk(x, y) \quad (2.44)$$

Où

$$\varepsilon(M) = \varepsilon_m(M) + \varepsilon_f(M) \quad (2.45)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

2.4.1.5.4. Champ des contraintes:

L'état de contraintes en un point M du stratifié s'exprime en fonction du champ des déformations.

Les schémas de déformation les plus simples et les plus utilisés sont ceux du premier degré de la forme :

$$\begin{cases} u(x, y, z) = u_0(x, y) + zQ_{x_x}(x, y) \\ V(x, y, z) = v_0(x, y) + zQ_{x_y}(x, y) \\ w(x, y, z) = w(x, y) \end{cases} \quad (2.47)$$

Le tenseur des contraintes au point M est donc de la forme :

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & 0 \\ \sigma_{xy} & \sigma_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

Le champ de contrainte se réduit aux seules contraintes en membrane : $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{xy}$

2.4.1.5.5. Expression des résultantes et des moments

- Résultantes en membrane:

Le champ des résultantes en membrane, noté $N(x, y)$ est défini par :

$$[N(x, y)] = \int_{-h/2}^{h/2} [\sigma_k(M)] dz \quad (2.49)$$

Avec $\sigma_k(M)$: matrice des contraintes en membrane dans la couche k. soit :

$$[N(x, y)] = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.50)$$

N_x, N_y, N_{xy} sont respectivement les résultantes, par unité de longueur, des contraintes normales suivant les axes x et y et des contraintes de cisaillements, dans le plan (x, y) . Elles sont schématisées symboliquement à la figure (2.16):

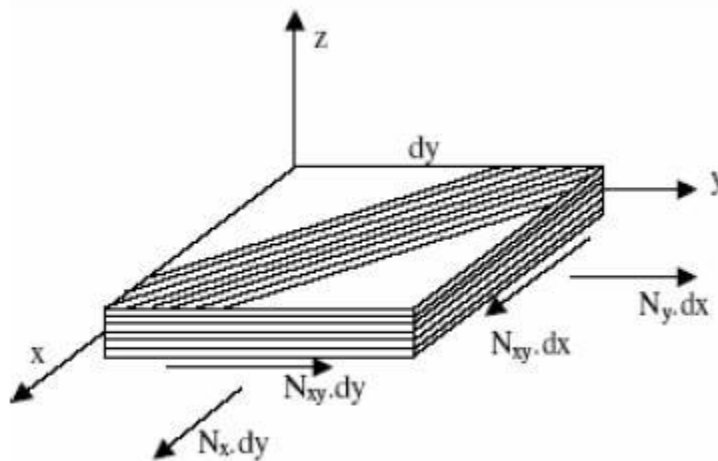


Figure 2.17 : Schématisation des résultantes en membrane des actions exercées sur un élément de stratifié

La discontinuité des contraintes en passant d'une couche à l'autre conduit à réécrire la relation (2.49) sous la forme :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.51)$$

Où $\sigma_k(M)$ est la matrice des contraintes en membrane dans la couche A soit :

$$\begin{cases}
 N(x, y) = \sum_{k=1}^n [Q'_k \varepsilon_m(x, y) + z Q'_k k(x, y)] dz \\
 N(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [Q'_k \varepsilon_m(x, y) dz] + \sum_{k=1}^n [Q'_k k(x, y) \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz] \\
 N(x, y) \left[\sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) Q'_k \right] \varepsilon_m(x, y) + \left[\frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) \right]
 \end{cases} \quad (2.52)$$

Soit en définitive :

$$N(x, y) = A \varepsilon_m(x, y) + B k(x, y) \quad (2.53)$$

En introduisant les matrices :

$$\begin{cases}
 A = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) Q'_k \\
 A = [A_{ij}] \\
 \text{avec } A = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) Q'_k
 \end{cases} \quad (2.54)$$

$$\begin{aligned}
 B &= \sum_{k=1}^n \frac{1}{2} (h_k^2 - h_{k-1}^2) Q'_k \\
 B &= [B_{ij}]
 \end{aligned} \quad (2.55)$$

Avec: $B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) (Q'_{ij})_k$ ($i, j = x, y$)

Ces équations montrent que dans le cas d'un stratifié, les résultantes en membrane ne sont pas seulement fonctions des déformations en membrane comme dans le cas de plaques homogènes, mais sont également fonction des courbures en flexion et en torsion

- Moments de flexion et de torsion:

Les relations fondamentales des stratifiés font intervenir les moments résultants des contraintes exercées sur un élément du stratifié. Les moments de flexion et de torsion sont définis par :

$$[M(x, y)] = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} z \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (2.56)$$

M_x et M_y sont les moments de flexion et M_{xy} le moment de torsion. Ils sont schématisés à la figure (2.17).

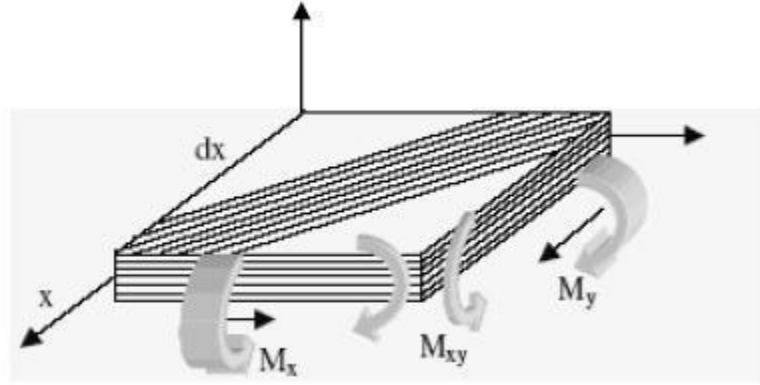


Figure 2.18 : Schématisation des moments de flexion et de torsion

Le champ des moments s'explique comme suite

$$\begin{cases} M_f(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [Q'_k \varepsilon_m(x, y) + z^2 Q'_k k(x, y)] \\ M_f(x, y) = \left[\frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) Q'_k \right] \varepsilon_m(x, y) + \left[\frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) Q'_k \right] k(x, y) \end{cases} \quad (2.57)$$

Soit

$$M_f(x, y) = B \varepsilon_m(x, y) + D_k(x, y) \quad (2.58)$$

En introduisant les matrices :

$$D = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) D'_k \quad (2.59)$$

$$\text{Avec: } [D_{ij}] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) (Q'_{ij})_k (i, j) = (x, y)$$

Les moments de flexion et de torsion sont donc fonctions des courbures en flexion et en torsion, mais sont également fonction des déformations en membrane.

2.4.1.6. Equation constitutive:

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée exprime les résultantes et moments en fonctions des déformations en membrane et des courbures

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

Ou sous la forme contractée :

$$\begin{bmatrix} N \\ - \\ M_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & - & B \\ - & - & - \\ B & - & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_m \\ - \\ k \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

Les termes des matrices introduites donnés par les expressions (2.54), (2.55) et (2.59) sont également exprimés en introduisant l'épaisseur $k e$ et la cote $k z$ au centre de la couche k , sous la forme :

$$\begin{cases} A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k \\ B_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k z_k \\ D_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij}) \left(e_k^2 z_k^2 + \frac{e_k^3 z_k}{12} \right) \end{cases} \quad (2.62)$$

2.4.1.7. Matrice de rigidité:

La matrice intervenant dans l'expression (2.59) est la matrice de rigidité du stratifié décrivant le comportement élastique macroscopique du stratifié au point $M_0(x,y)=M(x,y,0)$.

La matrice A est la matrice de rigidité en membrane, D est la matrice de rigidité de flexion et B la matrice de couplage membrane-flexion-torsion. Ce couplage existe même si les matériaux des couches sont isotropes. Il résulte de la structure en couches de matériaux de caractéristiques mécaniques différentes.

Le couplage est nul ($B=0$) seulement dans le cas où le stratifié est symétrique.

La symétrie implique une symétrie de propriétés des couches, de leurs côtes et de leurs Orientations.

Divers couplages sont observés et mis en évidence. Le couplage torsion cisaillement provient des termes A_{16} et A_{26} . Le couplage membrane-flexion résulte des termes alors que le couplage membrane-torsion résulte des termes B_{11} , B_{12} et B_{13} . Enfin, le couplage flexion torsion résulte des coefficients D_{16} et D_{26} .

2.4.1.8. Théorie classique des stratifiés:

2.4.1.8.1. Expressions générales:

Dans le cas d'une flexion pure d'un stratifié symétrique, l'équation constitutive (2.60) se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{21} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.63)$$

Où k_x , k_y et k_{xy} sont définis dans les relations :

$$k_x = \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} k_y = \frac{\partial^2 w_0}{\partial^2 y} k_{xy} = \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad (2.64)$$

L'équation (II.33) s'écrit sous la forme inverse suivante :

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11}^* & D_{12}^* & 0 \\ D_{21}^* & D_{22}^* & 0 \\ 0 & 0 & D_{66}^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.65)$$

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

La théorie des poutres fait l'hypothèse que, dans le cas d'une flexion suivant l'axe x , les moments M_x et M_{xy} sont nulles :

$$M_x = M_{xy} = 0 \quad (2.66)$$

Les relations (2.63) et (2.64) conduisent donc à :

$$k_x = \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = D_{11}^* M_x \quad (2.67)$$

Enfin, la théorie des poutres fait l'hypothèse supplémentaire que la flèche n'est fonction que de x :

$$w_0 = w_0(x) \quad (2.68)$$

La plus grande attention doit toutefois être apportée à cette dernière hypothèse. En effet, les équations (2.64) et (2.65) montrent que les courbures k_x et k_{xy} sont fonctions du moment de flexion M_x soit :

$$\begin{cases} k_y = \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = D_{12}^* M_x \\ k_{xy} = -2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = D_{12}^* M_x \end{cases} \quad (2.69)$$

Ces relations montrent que la flèche w_0 dépend a priori de la variable y .

Cet effet est particulièrement important dans le cas d'éprouvettes de flexion de laboratoire, de forme plus proche d'une lame que d'une poutre. Il en résulte que la flexion et la torsion induite par les termes D_{12}^* et D_{16}^* dans les équations (2.69) tendent à produire un décollement partiel de la poutre sur ses supports.

Cet effet est toutefois négligeable dans le cas où le rapport de la longueur à la largeur (L/b) est suffisamment élevé.

-Il est usuel d'écrire cette équation sous la forme :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = -\frac{M}{E_{XI}} \quad (2.70)$$

En introduisant :

- Le module de flexion $E I_x$ de la poutre :

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} \quad (2.71)$$

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

$$I = I_{xy} = \frac{bh^3}{12} \quad (2.72)$$

- Le moment M de flexion

$$M = bM_x \quad (2.73)$$

L'équation de flexion des plaques se réduit ici à :

$$\frac{d^2 M_x}{dx^2} + q = 0 \quad (2.74)$$

En tenant compte de (2.70), cette équation s'écrit :

$$\begin{cases} \frac{d^4 w_0}{dx^4} = D^* \\ \frac{d^4 w_0}{dx^4} = \frac{P}{E_x I} \\ \text{Avec : } p = b \cdot q \end{cases} \quad (2.75)$$

L'équation différentielle (2.75) en w a la même forme que l'équation différentielle :

$$\frac{d^4 w_0}{dx^4} = \frac{A}{B} q \text{ obtenue dans le cas de la flexion cylindrique. Les deux équations diffèrent par}$$

les coefficients introduits : D_{11}^* dans la flexion de poutre et $\frac{1}{D_{11}}$ (stratifié symétrique) dans le cas de la flexion cylindrique.

Dans le problème statique, les déplacements sont indépendants du temps. On a alors :

$$\begin{cases} \frac{dM_x}{dx} = Q_x \\ \frac{dM}{dx} = Q \end{cases} \quad (2.76)$$

En posent :

$$Q = bQ_x \quad (2.78)$$

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

$$\begin{bmatrix} \sigma_x^k \\ \sigma_y^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = z \begin{bmatrix} Q_{11}^k & Q_{12}^k & Q_{16}^k \\ Q_{12}^k & Q_{22}^k & Q_{26}^k \\ Q_{16}^k & Q_{26}^k & Q_{66}^k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.79)$$

En notant, pour simplifier, Q_{ij}^k les coefficients de rigidité Q'_{ij} de la couche k rapportés aux axes de la plaque, d'où :

$$\begin{cases} \sigma_{xx}^k = z(Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) M_x \\ \sigma_{yy}^k = z(Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) M_x \\ \sigma_{xy}^k = z(Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) M_x \end{cases} \quad (2.80)$$

Les expressions de ces contraintes sont réécrites en introduisant M et I sous la forme :

$$\begin{cases} \sigma_x^k = z a_{xx}^k \frac{M}{I} \\ \sigma_y^k = z a_{yy}^k \frac{M}{I} \\ \sigma_{xy}^k = z a_{xy}^k \frac{M}{I} \end{cases} \quad (2.81)$$

Avec :

$$\begin{cases} a_{xx}^k = (Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12} \\ a_{yy}^k = (Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12} \\ a_{xy}^k = (Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) \frac{h^3}{12} \end{cases} \quad (2.82)$$

Les expressions précédentes des contraintes ne sont correctes qu'à une distance assez éloignée (h) des bords de la poutre. Les résultats précédents ne sont donc pas applicables qu'au cas des poutres ayant un rapport b/h assez élevé. D'autre part, dans le cas de poutres en matériaux homogènes, les relations (2.81) deviennent : $a_{xx} = 1$ et $a_{xy} = 0$

2.4.1.9. Application à la flexion 3 points:

Considérons une poutre en flexion 3 points, la symétrie du problème conduit à ne considérer qu'une moitié de poutre, comme illustré à la figure (2.17) :

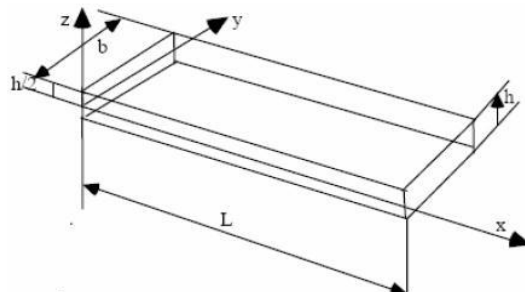


Figure 2.19 : Elément poutre

Le moment de flexion s'exprime par la relation :

$$M = -\frac{Px}{2} \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (2.83)$$

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

En rapportant cette expression dans (2.70), il vient :

$$\frac{d^2w_0}{dx^2} = -\frac{Px}{2E_xI} \quad 0 \leq x \leq \frac{L}{2} \quad (2.84)$$

Dans le cas d'appuis simples, les conditions aux frontières sont, pour $x = 0$:

$$M = wx \quad (2.85)$$

D'autre part, la symétrie impose, pour $x=L/2$

$$\frac{dw_0}{dx} = 0 \quad (2.86)$$

L'intégration de (2.84) associée à (2.85) et (2.86) conduit à :

$$w_0 = \frac{PL^3}{48E_xI} x \left[3 - \left(\frac{2x}{L} \right)^2 \right] \quad (2.87)$$

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

$$W_c = \frac{PL^3}{48E_xI} = \frac{PL^3}{4bh^3w_0} \quad (2.88)$$

Cette relation est utilisée pour déterminer soit le module de flexion de la poutre, soit le coefficient D_{11}^* , connaissant la flèche au centre w_c pour la charge P :

$$\left. \begin{aligned} E_x &= \frac{PL^3}{48w_c I} = \frac{PL^3}{4bh^3w_c} \\ D_{11}^* &= \frac{48bw_c I}{pL^3} \end{aligned} \right\} \quad (2.89)$$

Les contraintes de la couche k s'écrivent d'après (2.81)

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= -6a_{xx}^k \frac{P}{bh^3} xz \\ \sigma_{yy}^k &= -6a_{yy}^k \frac{P}{bh^3} xz \\ \sigma_{xy} &= -6a_{xy}^k \frac{P}{bh^3} xz \end{aligned} \right\} \quad (2.90)$$

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

$$\begin{aligned}\sigma_{xx}^k &= -3a_{xx}^k \frac{P}{bh^3} z \\ \sigma_{yy}^k &= -3a_{yy}^k \frac{P}{bh^3} z \\ \sigma_{xy}^k &= -3a_{xy}^k \frac{P}{bh^3} z\end{aligned}\tag{2.91}$$

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

$$\sigma_{xx \max} = \sigma_0 = \frac{3PL}{2bh^3}\tag{2.92}$$

2.4.2. Simulation numérique par ABAQUS

Pour étudier le comportement mécanique d'un matériau numériquement, il existe plusieurs logiciels tels que SolidWorks, ansys, et abaqus[52].

Dans ce travail on s'intéresse par ABAQUS qui est un logiciel d'éléments finis conçu en 1978 par ABAQUS.Inc (Dassault Systèmes).

La famille de logiciels ABAQUS est très réputée pour sa technologie, sa qualité et sa fiabilité. Elle s'est imposée comme une partie intégrante des processus de conception des entreprises mondiales dans tous les secteurs industriels, et est largement utilisée dans les industries automobile et aérospatiale, ainsi que dans le monde universitaire pour la recherche et l'enseignement. Il se compose de trois produits : ABAQUS/Standard, ABAQUS/Explicit et ABAQUS/CAE.

ABAQUS couvre presque tous les domaines de la physique tels que Mécanique, Thermique, Electrique (piézo et thermique)...etc, et tous les types de problèmes : Statique et dynamique, Linéaires et non linéaires.

Ce logiciel comporte en des modules pour la modélisation et introduction des données et la visualisation des résultats (figure 2.19), qui sont[8], [45] :

- Module Part
- Module Property
- Module Assembly
- Module Step
- Module Interaction
- Module Load
- Module Mesh
- Module Optimization

- Module Job
- Module de visualisation
- Module Sketch

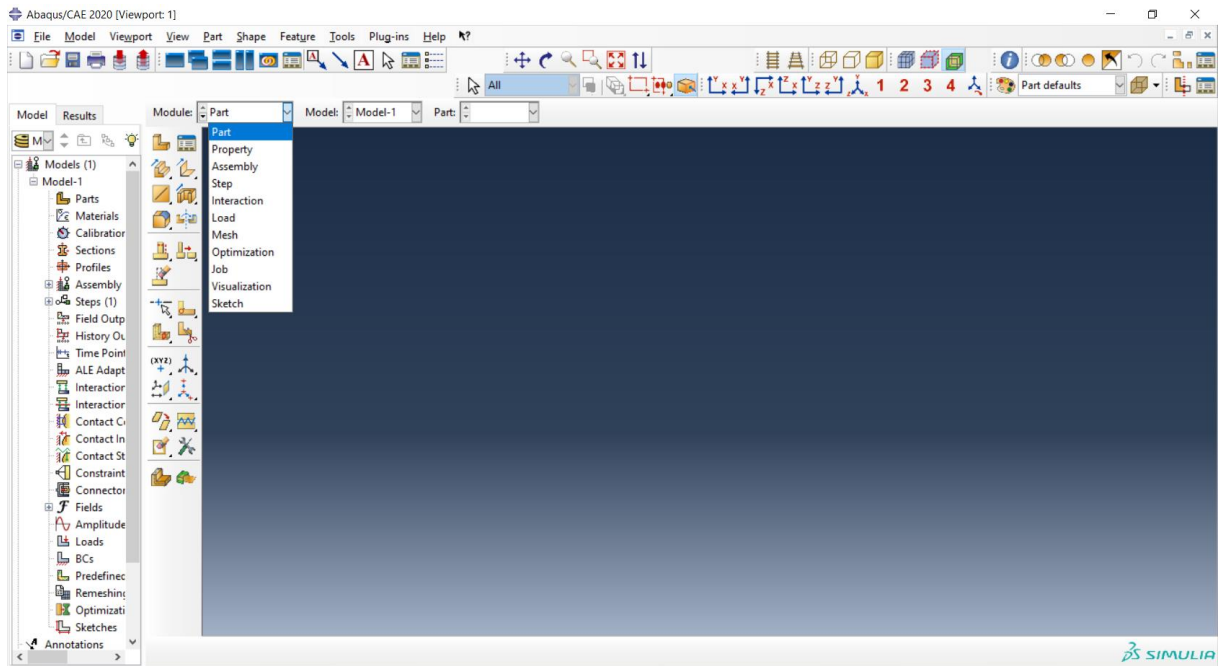


Figure 2.20 : fenêtre principale du logiciel ABAQUS

2.5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons donné un aperçu sur les bases et les fondements théorique des matériaux composites. Pour ensuite passer aux essais mécanique appliqué sur les composites, et nous nous sommes consacré à l'essai expérimental de flexion une explication détaillée en plus de l'essai numérique à l'aide de logiciel ABAQUS/CAE.

Il était nécessaire de clarifier ces concepts dans ce chapitre, car ils sont à la base de notre application qui est dans le chapitre suivant.

Chapitre 3

Etude expérimental et numérique d'une flexion 3 points

3.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats expérimentaux et numériques du comportement mécanique en statique des stratifiés à fibres de verre sollicités en flexion trois points. Cette étude a permis de mettre en évidence l'effet de la séquence d'empilement ainsi que de l'emplacement des plis à 0° et à 90° sur le comportement à la rupture, et de voir les différents modes d'endommagements qui peuvent se manifester lors d'un chargement en flexion trois points. Lorsque les stratifiés sont soumis à un chargement mécanique, différents mécanismes d'endommagements sont induits: la fissuration transverse, la fissuration longitudinale et le délaminage entre les plis à 0° et ceux à 90°. Cependant, la ruine finale du stratifié peut être principalement provoquée par l'accumulation des différents modes d'endommagements.

3.2. Matériaux et Mise en œuvre

3.2.1. Matériaux utilisés

Deux types de plaques différenciées par l'empilement des plis sont utilisés. Le premier type est un stratifié à quatre couches [0₄] constituées d'un tissu de fibres de verre unidirectionnelles de masse surfacique (736g [100x30] cm x 0.85) et de résine époxyde SR 1500/SD 2505 (690g de résine et 230g de durcisseur). Le deuxième type est aussi un stratifié croisé à quatre couches [0/90₂/0] constituées d'un tissu de fibres de verre unidirectionnelles de masse surfacique (677g [90x30] x 0.85cm) et de la même résine (600g de résine et 200g de durcisseur). Les deux stratifiés ont la même épaisseur h = 2 mm.

Les constituants des stratifiés utilisés sont commercialisés par la société SICOMIN et leurs caractéristiques principales sont données dans les tableaux suivants.

Tableau 3.1 : caractéristiques principales de la résine

Module d'Young [GPa]	Résistance a la traction [GPa]	Résistance a la flexion [GPa]	Masse volumique [kg/m ³]
2.8	74	115	1220

Tableau 3.2 : caractéristiques principales de la fibre de verre

Module d'elasticité longitudinal [GPa]	Module de cisaillement [GPa]	Coefficient de poisson	Contrainte de rupture en traction sur mèche [MPa]	Allongement a la rupture [%]	Masse surfacique [g/m ²]	Masse Volumique [kg/m ³]
73	30	0.22	2500	4.8	300	2540

3.2.2. Mise en œuvre des matériaux

La mise en œuvre des stratifiés est réalisée par moulage sous vide, par la technique dite du "sac". L'élaboration est effectuée en une seule étape : la polymérisation de la résine contenant les fibres et l'adhésion entre les plis se font en même temps. Les différents plis sont imprégnés à température ambiante, puis moules sous vide entre le moule et le contre moule après interposition de divers tissus de moulage. Le Peeltex est un tissu de délamination dont la fonction est de préparer les surfaces du stratifiés pour assurer, après délamination du tissu, une bonne interface pour toute opération de collage ou de finition. Le tissu Peeltex est ensuite recouvert d'un film plastique perforé, le "Perforex". Ce film permet d'assurer l'homogénéité de la résorption de la résine. Enfin un composant final, le "Pleedex" est déroulé sur le Perforex, de manière à assurer un vide uniformément réparti. Cet ensemble est mis dans une poche dans laquelle on fait un vide (dépression de 30 kPa) pendant 10 heures à température ambiante. L'interposition d'un moule et d'un contre moule permet de contrôler l'épaisseur des plaques réalisées.

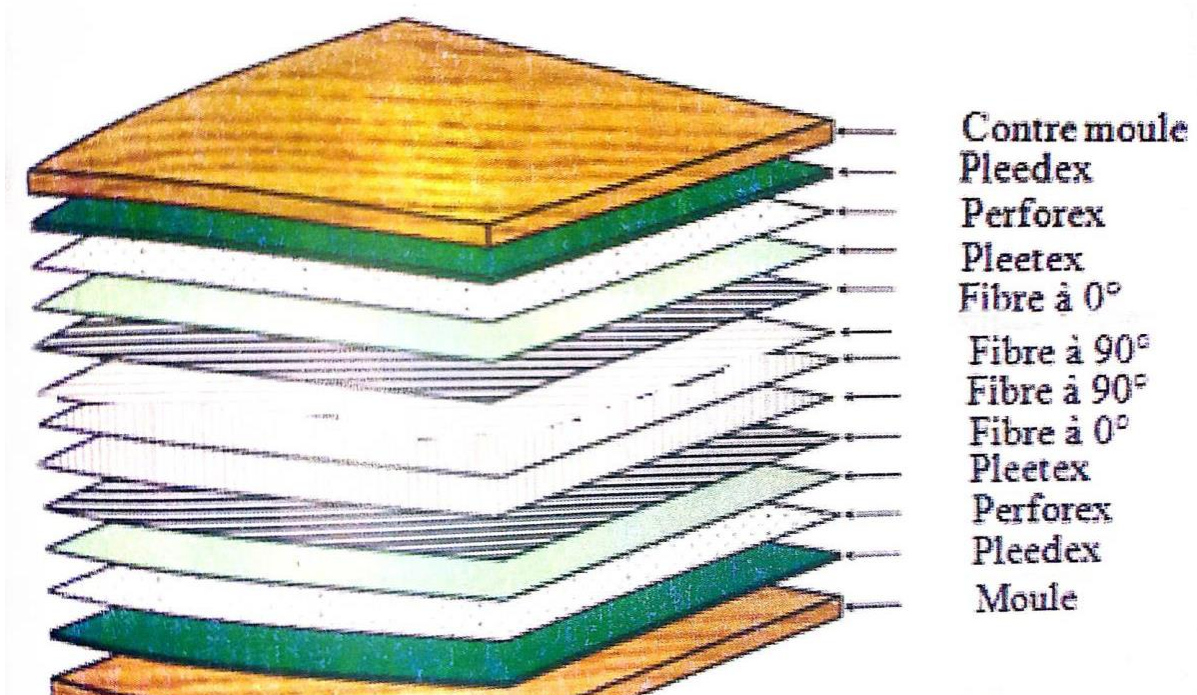


Figure 3.1: Mise en œuvre du stratifié [0 90 0]

3.3. Pyrolyse

3.3.1. Méthode de pyrolyse

Pour vérifier les taux de résine et de renforts contenus dans chaque matériau nous avons eu recours à une technique appelée pyrolyse. Les propriétés mécaniques de l'éprouvette dépendent de la quantité de fibres constituant le composite. Il est donc nécessaire après fabrication de vérifier le taux volumique de fibres dans les éprouvettes d'essai. Le principe de la méthode est donné par la norme NF EN ISO 1172. Une éprouvette de forme carrée (par exemple Longueur x largeurs x épaisseurs = 25 mm x 25 mm x 2 mm) est pesée avant la calcination (Figure 3.2). Les échantillons sont alors mises dans un four à renouvellement d'air enflamme (Figure 3.3). La calcination a lieu à 600°C pour une durée de 10 heures (Figure 3.4). Après calcination des pesées des échantillons ont été réalisé (Figure 3.5). La teneur en matière non combustible (verre et charge) est obtenue par la différence de masse de l'éprouvette avant et après la calcination. Dans le cas présent, nous testons des éprouvettes sans charges, le taux de fibres est alors directement obtenu en faisant la différence de masse.

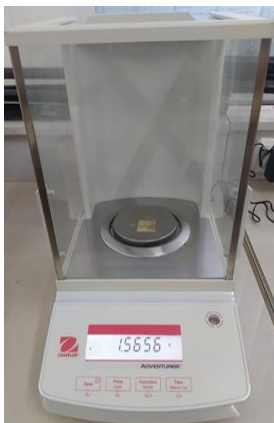


Figure 3.2 : Pesée avant calcination des échantillons



Figure 3.3 : Mise au four des échantillons



Figure 3.4 : Echantillons après la calcination



Figure 3.5 : Pesée après calcination des échantillons

3.3.2. Résultats de la Pyrolyse

Après avoir effectué le processus de pyrolyse et à l'aide de la loi des mélanges, nous présentons les résultats montrés sur les Tableaux 3.3 et 3.4.

Tableau 3.3 : Résultats de la pyrolyse

Matériau	N° Echant	Poids(g)				Fraction massique			
		Avant Pyrolyse	Après Pyrolyse	Masse de fibre	Masse de résine	Fibre	Moyen fibres	Résine	Moyen résine
[0 ₄]	1	1,474	0,686	0,686	0,788	0,465	0,450	0,534	0,549
	2	1,305	0,565	0,565	0,74	0,432		0,567	
	3	1,367	0,61	0,582	0,757	0,446		0,553	
	4	1,423	0,667	0,667	0,756	0,468		0,531	
	5	1,365	0,601	0,601	0,764	0,440		0,559	
[0/90 ₂ /0]	1	1,566	0,705	0,705	0,861	0,450	0,455	0,549	0,544
	2	1,422	0,712	0,712	0,71	0,5		0,499	
	3	1,640	0,742	0,742	0,898	0,452		0,547	
	4	1,360	0,596	0,596	0,764	0,438		0,561	
	5	1,565	0,68	0,68	0,885	0,434		0,565	

Tableau 3.4 : Résultats de la loi de mélange

Matériau	V _f	E _L [MPa]	E _T [MPa]	G _{LT} [MPa]	ν _{LT}	ν _{TL}	\bar{E}_L [MPa]	\bar{E}_T [MPa]	ν	E [MPa]
[0 ₄]	0,278	22,324	3,822	1,392	0,242	0,041	22,550	3,861	0,305	9,812
[0/90 ₂ /0]	0,283	22,666	3,846	1,410	0,242	0,041	22,895	3,885	0,307	9,940

Nous constatons qu'après la pyrolyse effectuée sur ces stratifiés, les pourcentages de fibres et de résine sont respectivement d'environ 45% de fibres et 55% de résine pour le stratifié [0₄] et 45.5% de fibres et 54.5% de résine pour le stratifié [0/90₂/0].

3.4. Essai de flexion 3 points

3.4.1. Banc d'essais

Les essais de flexion sont effectués sur une machine d'essais Zwick/Roell Z020 [20KN] (figure 3.6), dotée d'un capteur de force et pilotée par ordinateur. Cinq essais au moins sont réalisés pour chaque type de stratifié, avec une vitesse d'essai de 5 mm/min à une température

ambiante de 20°C. La cellule de charge (dynamomètre) est reliée à une chaîne d'acquisition qui permet l'enregistrement simultané du temps, du déplacement, de la charge et la déformation. Les informations sont stockées et traitées par ordinateur à l'aide du logiciel TestXpert V9.01. et pour cette expérience nous avons utilisé des éprouvettes ($L = 100 \text{ mm}$, $b = 15 \text{ mm}$, $h = 2 \text{ mm}$) (Figure 3.7).

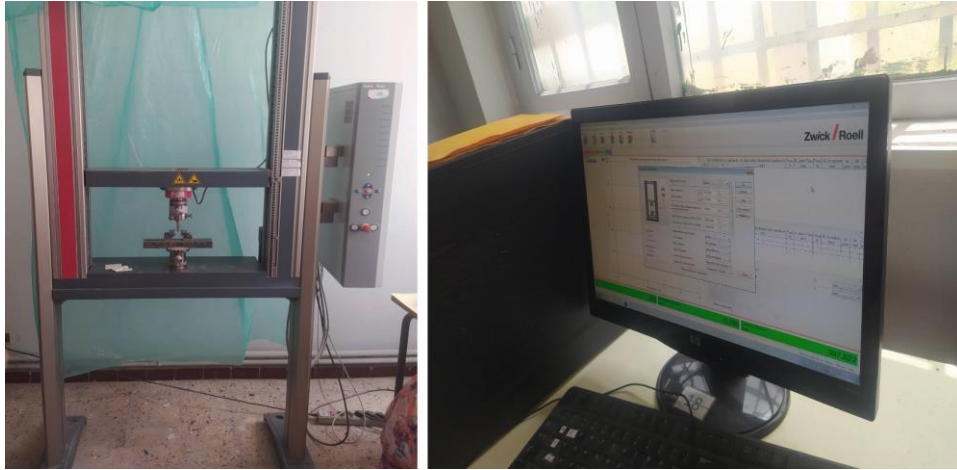


Figure 3.6 : Machine d'essais Zwick/Roell Z020 [20KN]

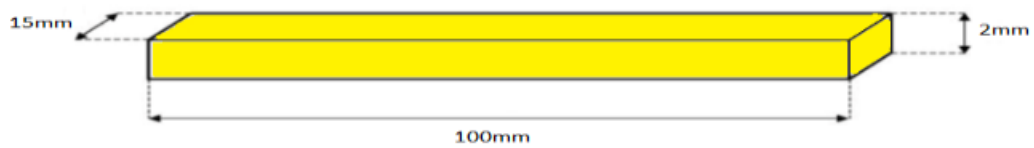


Figure 3.7 : Géométrie des éprouvettes

Mise en place des éprouvettes est présente sur (Figure 3.8)



Figure 3.8 : La mise en place des éprouvettes

3.4.2. Résultats expérimentaux

Les résultats d'essai des matériaux [0₄] et [0/90₂/0] sont présentés respectivement sur les courbes (Figure 3.9), (Figure 3.10).

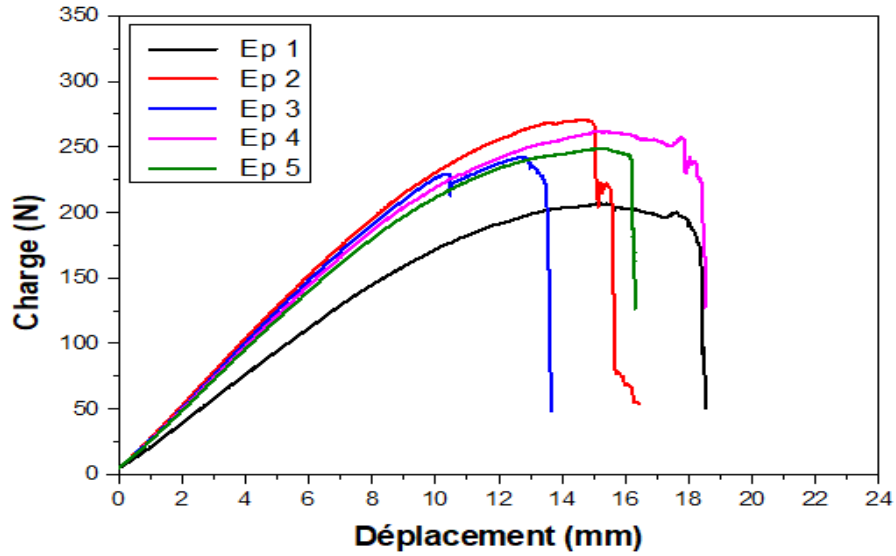


Figure 3.9: courbe d'évolution charge déplacement St [0₄]

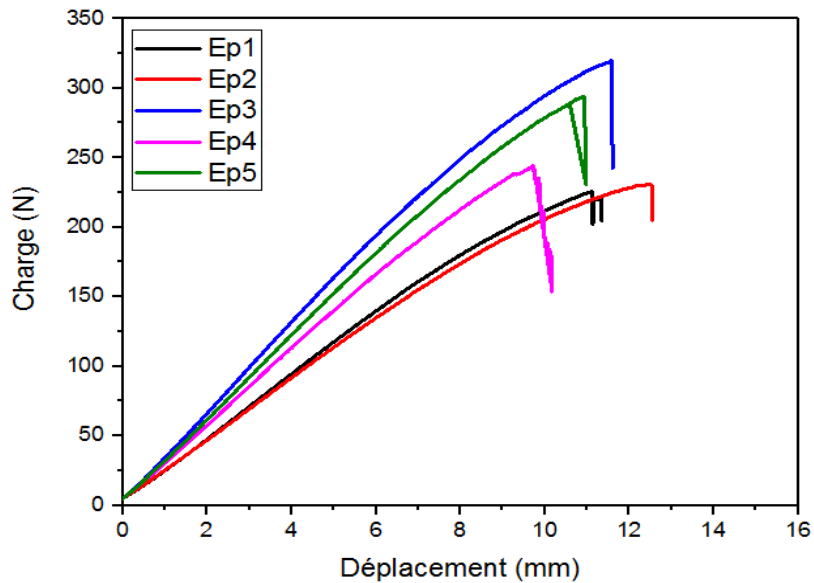


Figure 3.10: courbe d'évolution charge déplacement St [0/90₂/0]

Nous avons utilisé l'équation 3.1 et 3.2 pour calculer les caractéristiques mécaniques de chaque matériau

$$\sigma_f = \frac{3Fl}{2bh^2} \quad (3.1)$$

$$E_F = \frac{l^2}{4bh^2} \Delta F / \Delta \delta \quad (3.2)$$

Les résultats de calcul sont présentés sur (Tableau 3.5)

Tableau 3.5 : résultat de contraintes et module de flexion

Eprouvette	Stratifié [0 ₄]					Stratifié [0/90 ₂ /0]				
	Fmax [N]	σ _f [MPa]	σ _{f moy} [MPa]	E _f [MPa]	E _{f moy} [MPa]	Fmax [N]	σ _f [MPa]	σ _{f moy} [MPa]	E _f [MPa]	E _{f moy} [MPa]
EP1	206,74	310,11	369,36	143,47	178,08	225,50	306,77	311,13	177,19	207,72
EP2	270,70	406,05		195,17		230,88	307,36		172,13	
EP3	242,68	364,02		188,98		319,82	364,26		247,26	
EP4	261,89	392,83		183,19		243,98	230,89		212,17	
EP5	249,19	373,79		179,56		294,07	346,37		229,86	

On trouve d'après ces résultats que les valeurs calculées de la contrainte à la rupture et des modules d'élasticité en flexion varient d'une éprouvette à une autre et la différence entre le module de flexion du stratifié [0₄] et le stratifié [0/90₂/0] est environ 14.7% par rapport au stratifié [0/90₂/0], et pour plus de clarification, nous avons tracé les courbes moyennes comme indiqué sur (Figure 3.11).

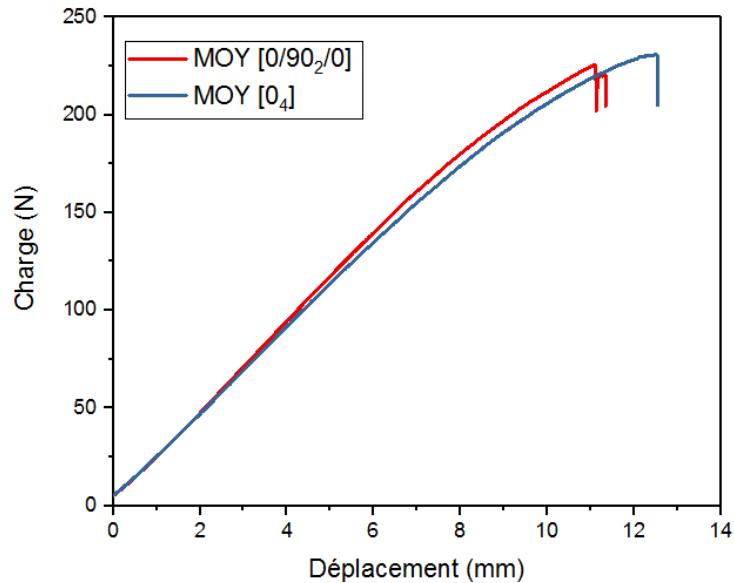


Figure 3.11: courbe d'évolution charge déplacement moyen de St [0₄] et St [0/90₂/0]

3.4.3. Interprétation

Les deux figures (Figure 3.9, Figure 3.10) montrent le comportement mécanique charge déplacement, On note une légère différence dans l'aspect des courbes pour les deux stratifié [0₄] et [0/90₂/0].

Le comportement (effort/déplacement) des éprouvettes lors de la flexion statique (chargements monotones) est représenté par des courbes ayant la même allure et composées de trois phases principales : évolution proportionnelle linéaire de la charge en fonction du déplacement, suivie d'un comportement non linéaire jusqu'à la charge maximale. Finalement on assiste à une diminution de cette dernière jusqu'à la rupture de l'éprouvette. La rupture finale n'est obtenue qu'après une baisse soudaine de la charge en raison de la coalescence des macro fissures qui conduisent directement à la ruine des éprouvettes.

La raideur de la pente des courbes de comportement est observée pour les deux matériaux une différence du point de vu rigidité et du module d'élasticité en flexion, générant en même temps une dispersion des contraintes. Cela est principalement dû à des défauts de fabrication de ces stratifiés (bulles d'air, porosités) mais aussi à la mise en œuvre des éprouvettes (erreurs de dimension).

Lorsque l'on compare les courbes de comportement moyennes (Figure 3.11), il apparaît que la rigidité du stratifié [0/90₂/0] est un peu supérieure par rapport à celle de stratifié [0₄]. Ceci est dû à la structure croisée du stratifié [0/90₂/0].

On peut également remarquer que le stratifié [0₄] est plus résistante à la rupture à cause de la disposition des fibres qui sont toutes orientées à 0°.

3.5. Simulation numérique

L'étude numérique a pour but le développement de modèles fiables et prédictifs pour la simulation numérique du comportement des structures. Ces modèles numériques permettent de vérifier les résultats obtenus expérimentalement.

L'étude de la flexion 3 points a été effectuée en 3D (Figure 3.12), en utilisant le code Abaqus. La modélisation par éléments finis d'éprouvette

Pour simuler les conditions d'essai, le spécimen est soumis à une charge verticale croissante. L'étude a été effectuée sur un élément quadratique linéaire à quatre nœuds et six degrés de liberté.

Les conditions aux limites appliquées sont:

- au niveau des appuis : fixation de la translation $U_x=0$, $U_y=0$ et $U_z=0$
- au niveau du poinçon : fixation $U_x=0$, $U_y=8\text{ mm}$ et $U_z=0$

Caractéristiques mécaniques des stratifiés : ($E = 9.812\text{ MPa}$, $\nu = 0.305$ extrait par la loi de mélange)

Les outils nécessaires pour générer un maillage élément fini sur l'assemblage est illustré sur la Figure 3.15. Nous avons divisé le système en éléments de 1 mm^3 pour chaque élément avec un nombre de nœuds de 7389 et un nombre d'élément égale à 5547 dont 3000 éléments linéaires hexaédriques de type C3D8R, 2523 éléments quadrilatères linéaires de type R3D4 et 24 éléments linéaires triangulaires de type R3D3.

3.5.1. Modélisation de l'essai

La simulation de l'essai de flexion 3 points a été réalisée en utilisant le code ABAQUS qui nécessite un passage successif par différents modules d'ABAQUS/CAE. Chaque module contient des outils qui sont propres à une partie de la tâche de modélisation.

3.5.1.1. Module PART

Dans le module PART nous avons créé les objets géométriques nécessaires à la définition géométrique de notre problème, en les dessinant dans ABAQUS CAE. Figure 3.12 et Figure 3.13.

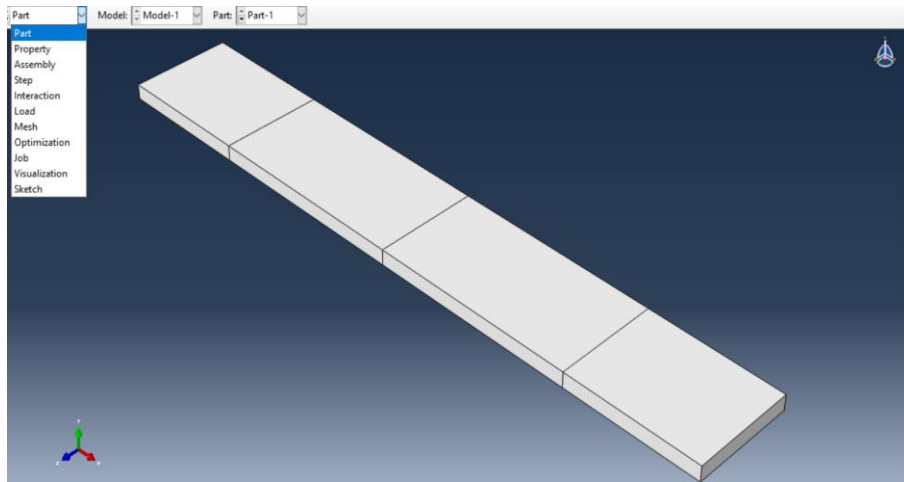


Figure 3.12: Modélisation de l'éprouvette dans le module Part

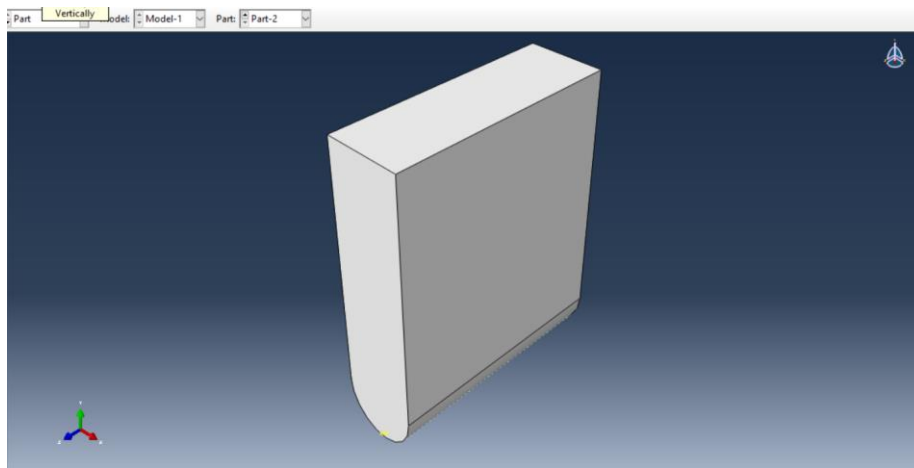


Figure 3.13 : Modélisation des appuis et du poinçon dans le module Part

3.5.1.2. Module PROPERTY

Dans ce module nous avons défini les caractéristiques mécaniques de l'éprouvette (Figure 3.14)

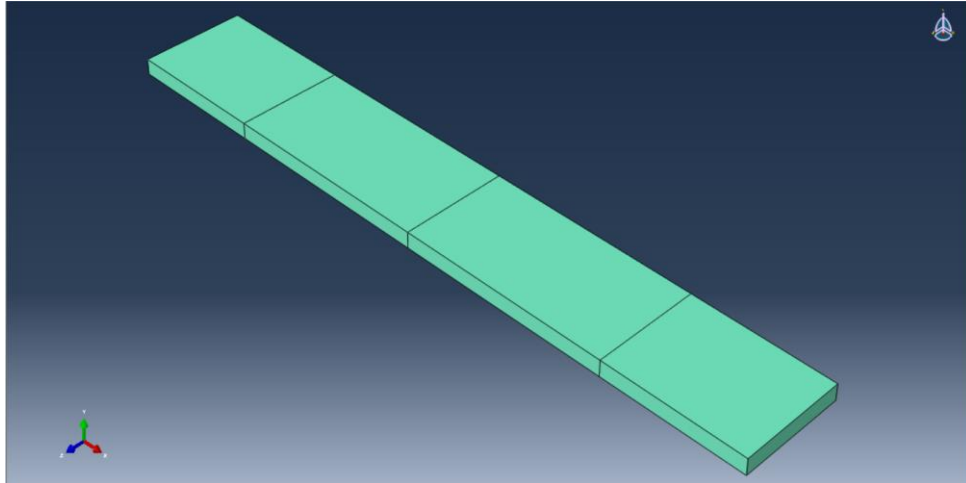


Figure 3.14: définition des propriétés mécaniques de l'éprouvette

3.5.1.3. Module ASSEMBLY

Dans ce module, nous avons assemblé les différents objets géométriques créés dans un même repère de coordonnées global (Figure 3.15)

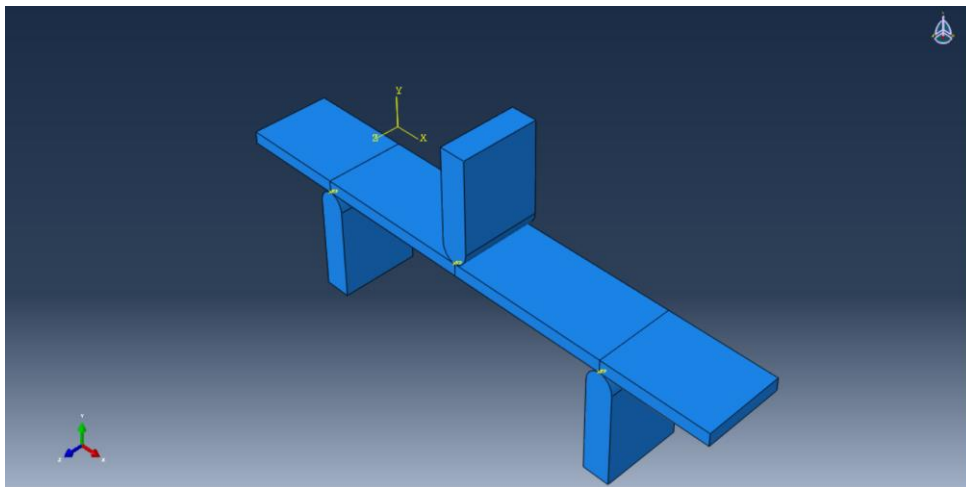


Figure 3.15: Assemblage des éléments du modèle (éprouvette, poinçon et appuis)

3.5.1.4. Module LOAD

Les conditions aux limites ont été définies de manière à reproduire de la meilleure façon les conditions réelles de l'essai. (Figure 3.16)

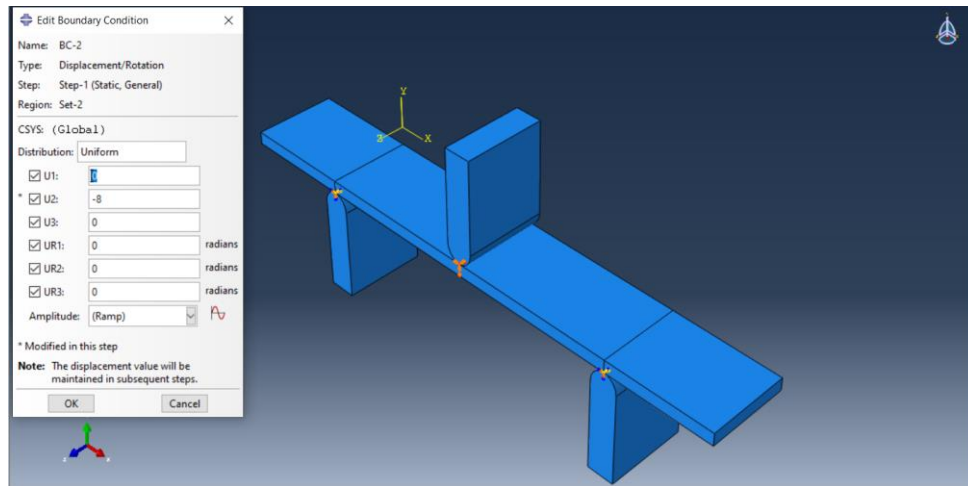


Figure 3.16: Conditions aux limites appliquées

3.5.1.5. Module MESH

Ce module contient tous les outils pour réaliser une discrétisation de system

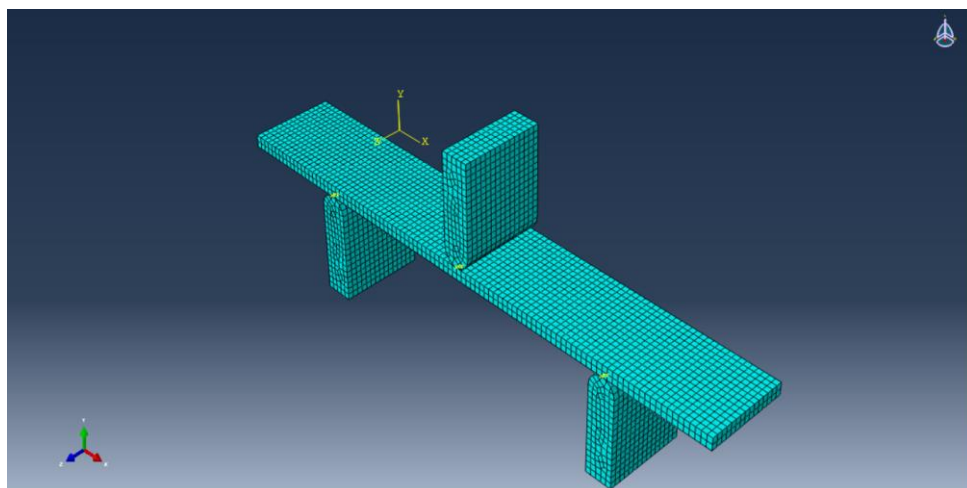


Figure 3.17: Maillage du modèle élément fini de l'éprouvette avec les éléments

3.5.2. Résultat numérique

Le but principal de la simulation de cet essai de flexion 3 points est d'étudier le comportement en flexion de l'éprouvette étudié.

Les résultats obtenus à l'aide du logiciel ABAQUS ont été examinés et ont montrés que le composite stratifié $[0_4]$, est soumis à des contraintes et des déformations maximales dans la région la plus sollicitée située au centre de l'éprouvette comme montré sur la (Figure.3.18) et la (Figure.3.19).

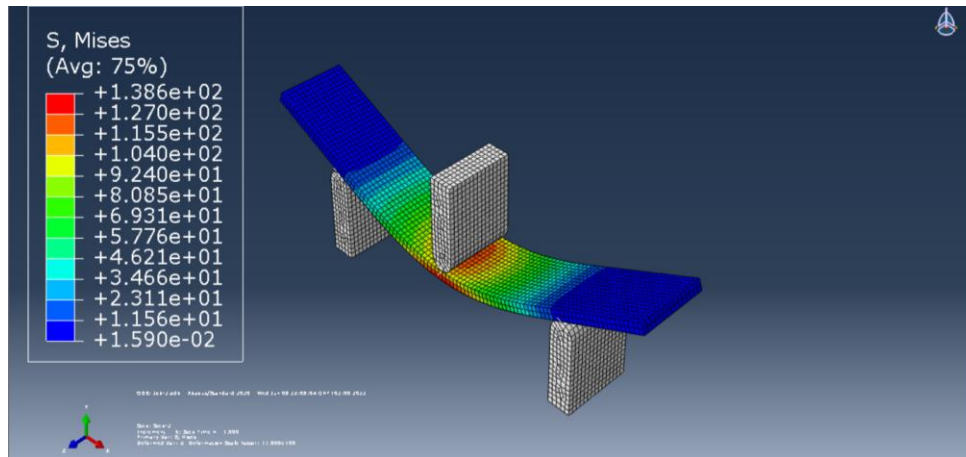


Figure 3.18 : présentation des contraintes

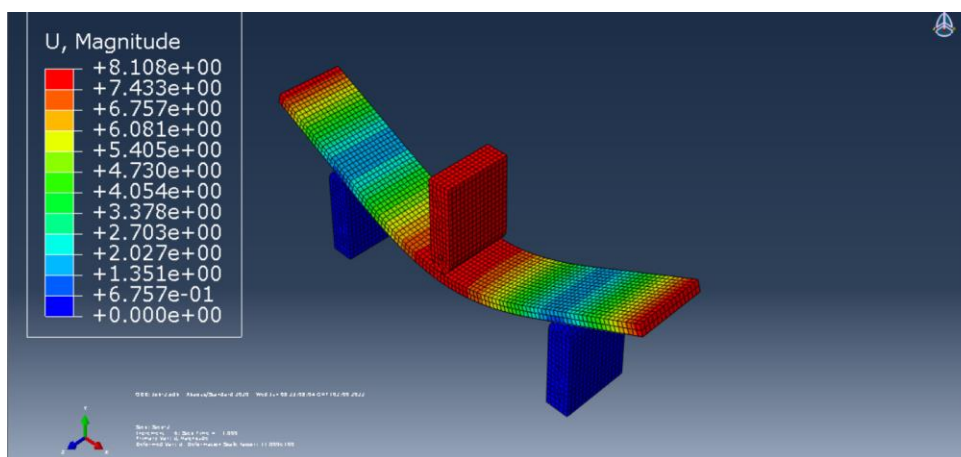


Figure 3.19 : présentation des déplacements

La courbe charges/déplacements obtenue est montrée sur la figure 3.20.

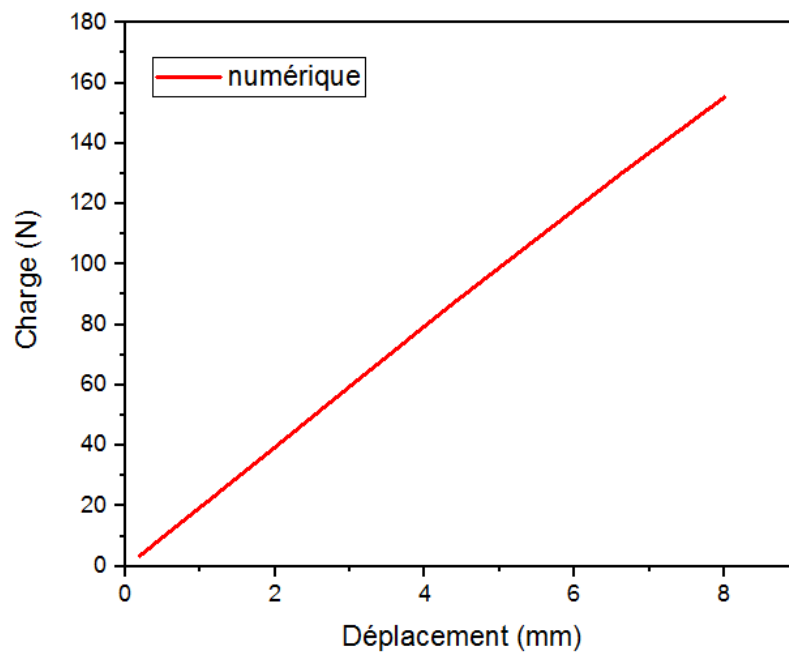


Figure 3.20: courbe charges déplacements numérique

A partir de la pente de cette courbe linéaire, nous avons déduit la valeur de module de flexion $E_{f_{numérique}}$ que nous avons trouvé égal à 146.73 MPa.

3.5.3. Comparaison des résultats

Pour comparer les résultats de l'étude expérimentale et numérique, les courbes moyennes d'évolution charges/déplacements ont été tracées comme indiqué sur la figure 3.21.

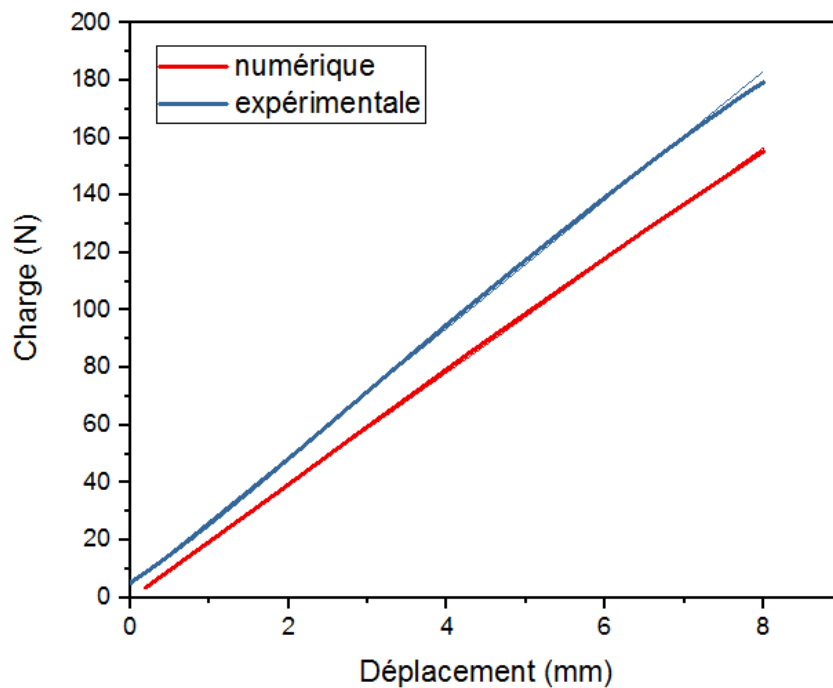


Figure 3.21 : courbe charges déformation numérique et expérimentale

Nous constatons que la différence entre les pentes des courbes moyennes expérimentale et numérique est d'environ 12.51% par rapport aux valeurs expérimentales.

3.6. Etude de l'endommagement

Pour étudier l'endommagement nous avons utilisé un microscope optique assisté par ordinateur (Figure 3.22)

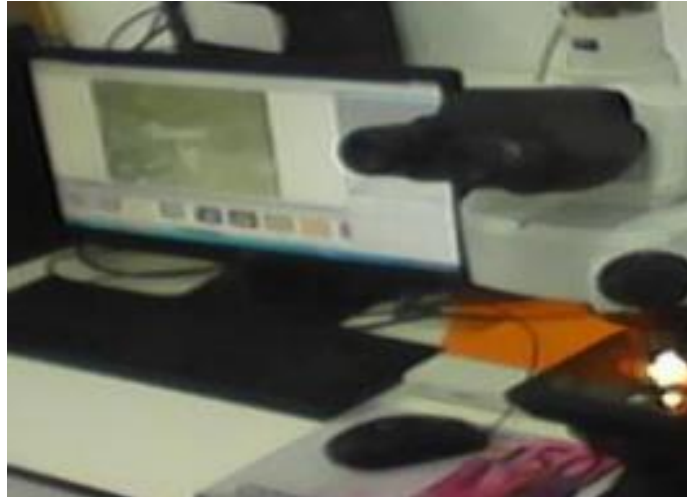
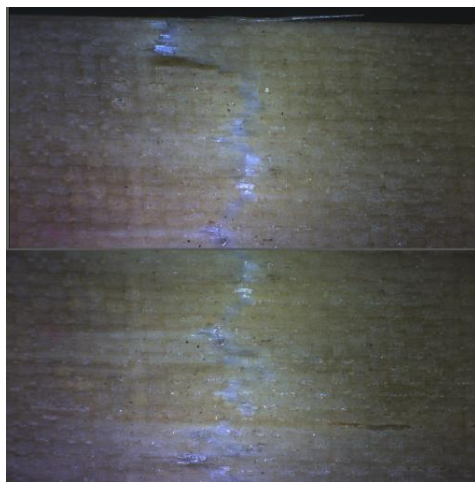


Figure 3.22: microscope optique

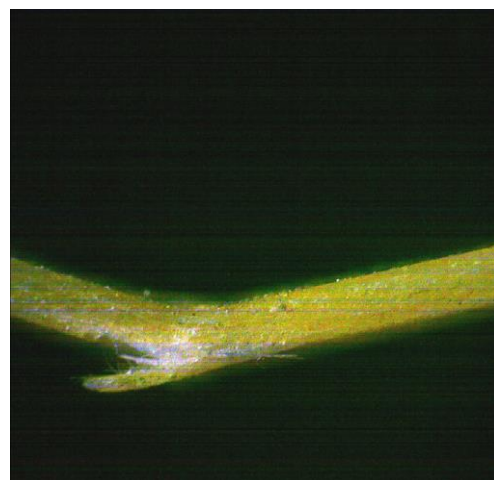
Les faciès de rupture observées montrent que la propagation des fissures se produit dans la matrice entre les plis de ces stratifiés composites.

Le mécanisme de rupture de ces deux matériaux se caractérise par un délaminage des plis du stratifié.

Les figures 3.23 et 3.24 présentent plusieurs images de la section transversal et longitudinale de l'éprouvette. Le mécanisme de rupture de ces deux matériaux se caractérise par un délaminage des plis du stratifié.

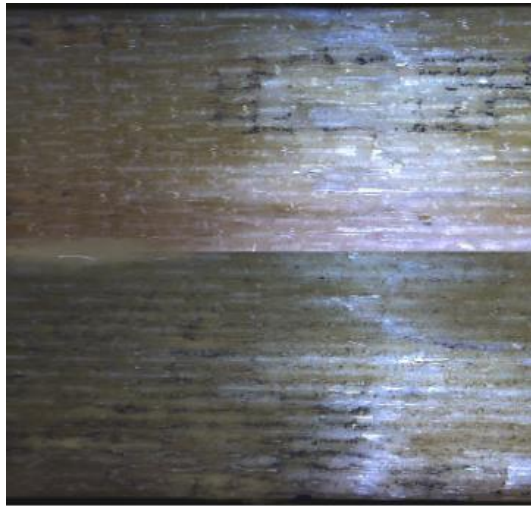


a) vue plane

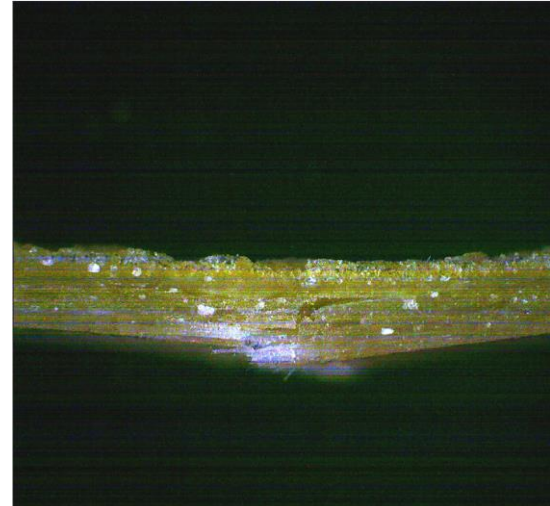


b) vue longitudinal

Figure 3.23 : Les faciès de rupture dans le stratifié [0₄]



a) Vue longitudinale



b) Vue transversale

Figure 3.24 : Les faciès de rupture dans le stratifié [0/90₂/0]

Ces figures montrent une rupture sur les surfaces longitudinales suivie d'une rupture transversale.

Une multitude de petites languettes sont formées sur la surface de rupture longitudinale. On constate que la résine sur la surface de rupture transversale, présente de petites zones concaves correspondantes aux languettes formées. Les faciès de rupture sont répartis de façon aléatoire sur les deux surfaces fissurées.

Sachant que les fissures se propagent dans la matrice, le phénomène de cisaillement en flexion a créé les microfissures de manière aléatoire sur les deux surfaces de rupture.

3.7. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les résultats des essais de flexion trois points statiques des deux matériaux en termes de courbes de comportements charges/déplacements. L'allure de ces courbes expérimentales dénote une divergence des modules d'élasticité des deux matériaux dont le comportement reste linéaire et élastique dans un premier temps, suivit d'une partie non linéaire correspondant à la zone plastique puis une diminution brusque de la charge jusqu'à la rupture finale.

Ainsi les résultats numériques trouvés par la simulation par le code ABAQUS ont été proche aux résultats obtenus expérimentalement.

L'observation des faciès endommagés des stratifiés nous a permis de définir le mécanisme d'endommagement : délaminage des plis du stratifié.

Conclusion générale et perspectives

Conclusion générale et perspectives

Il est clairement fondamental que le développement nécessite des nouvelles moyens, les matériaux sont considérés parmi les moyens principales dans cet évolution, pour cela les matériaux composites qui sont caractérisés par la légèreté et la résistivité.

L'objectif principal de ce travail est de savoir si les résultats expérimentaux et de simulation sont convergents au cas où nous voudrions savoir le comportement mécanique d'un matériau composite à la flexion. Notre travail consiste à effectuer une analyse comparative du comportement mécanique de différentes structures stratifiées chargées à la flexion 3 points expérimentalement et numériquement. Cette étude est réalisée sur deux matériaux stratifiés (fibre de verre/ résine époxy) symétriques constituées de 4 plis $[0_4]$ et $[0/90_2/0]$, à l'aide d'un banc d'essai de flexion 3 points et le logiciel ABAQUS. Les résultats de cette recherche ont montré qu'après.

La pyrolyse qui a été réalisé sur ces stratifiés a fait ressortir les taux de fibre et de résine qui sont respectivement environ de 45%, 45.5% de fibre et 55%, 54.5 % de résine pour le matériau $[0_4]$ et $[0/90_2/0]$; On constate également que les caractéristiques mécaniques calculées et celles obtenues expérimentalement sont très similaires. Ainsi, les courbes expérimentales de comportement mécanique produites sont linéaires élastiques avec des pentes différents, ce qui montre une petite différence dans les modules de flexion des matériaux testés estimés à 14,7%. Les valeurs des contraintes à la rupture et des modules d'élasticité en flexion se sont avérées être dispersées. Ceci est principalement dû à la façon dont les stratifiés sont fabriqués, à la composition des fibres et à la façon dont elles sont disposées dans la structure du matériau. Les résultats ont également montré que l'examen des facies de rupture, ont révélé un certain nombre de phénomènes de rupture, à savoir le délaminage fibres- plis avec des fibres et la fissuration accompagnée d'une rupture de la matrice. L'approche faite par le calcul structurel sous le code ABAQUS a mis en évidence l'avantage de la simulation numérique par rapport à l'essai expérimentale qui semble parfois difficile et coûteuse à mettre en œuvre. Ainsi, nous avons constaté que les résultats expérimentaux, comparés à ceux obtenus dans l'analyse structurale sous le code ABAQUS, montrent un bon accord tandis que la différence entre les résultats expérimentaux et

numérique est d'environ 12.51 %. Cependant, nous n'avons utilisé qu'un seul type de matériau composite (le stratifié à base de fibre de verre/résine époxy), ce qui est un point faible de notre travail. Nous n'avons pas pu vérifier les résultats d'autres types de matériaux qui pourraient être développés dans d'autres études.

À l'issue de ce mémoire, bien que les résultats obtenus soient encourageants. Il serait intéressant dans des études futures d'ouvrir la voie à un certain nombre d'études qui peuvent traiter ce sujet par d'autres manières ou en portant attention à un autre essai tel que la flexion quatre points ou la traction. D'autres matériaux peuvent également être vérifiés expérimentalement et par simulation.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] N. Khelifa, kamel bey, et H. Mzad, « STUDY OF MECHANICAL BEHAVIOUR IN THREE-POINT BENDING OF FATIGUE-STRESSED COMPOSITE LAMINATES », *studies*, vol. 21, n° 3, p. 107-113, 2021.
- [2] B. bakhouche, « Caractérisation d'un matériau composite stratifié à fibre de verre/époxy en flexion 3 points statique », UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA, 2018.
- [3] A. CHELIA, « etude expérimentale d'un matériau compositiite stratiffié à fibre de verre/époxy sollicite en flexion trois points statique », UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA.
- [4] S. GOUASMIA, « COMPORTEMENT MECANIQUE EN TRACTION MONOTONE D'UN COMPOSITE A PLI UNIQUE (RESINE ACRYLIQUE / TRICOT DE VERRE E) », *Univ. D'ANNABA*, p. 163, 2017.
- [5] A. Djabali, « Etude expérimentale du comportement mécanique et de l'endommagement d'un composite stratifié carbone/époxy épais », 2021. doi: 10.5281/zenodo.4407056.
- [6] A. Sauget, « Développement de matériaux composites fibreux hautes performances à matrice bio-sourcée », PhD Thesis, Université de Lorraine, 2014.
- [7] A. djebbar, M. salvia, et S. Larbi, « comportement en flexion en matériaux composites à fibres courts », présenté à 20eme congrès français, Besançon, france, 2011.
- [8] M. BRAHAM, « Étude numérique du comportement à la flexion de composites bio-sourcés », Université Larbi Tébessi - Tébessa, 2021. doi: 10.13140/RG.2.2.19871.43689.
- [9] H. E. BAKHOUCHE, « Elaboration et Caractérisation Numérique de Biocomposite à Matrice Epoxyde et Renfort Fibres de Sisal », Université Larbi Tébessi, 2020.
- [10] M. Dupeux, *Aide-mémoire de science des matériaux Ed. 3*. Dunod, 2013. Consulté le: 18 avril 2022. [En ligne]. Disponible sur: <http://univ.scholarvox.com/catalog/book/docid/88811846?searchterm=Aide%20m%C3%A9moire%20science%20des%20mat%C3%A9riaux>
- [11] J.-M. Berthelot, *Matériaux Composites—Comportement Mécanique et Analyse des Structures*. 2012.

- [12] S. BREK, « Modélisation numérique de la propagation de l'endommagement et de la rupture dans les matériaux composites stratifiés sous sollicitations thermomécaniques et cycliques », PhD Thesis, Université de Batna 2, 2012.
- [13] J.-M. Berthelot, *Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures*. Tec et Doc, 2005.
- [14] J. Barton et C. Guillemet, *Le verre : Science et technologie Ed. 1*. EDP Sciences, 2005. Consulté le: 18 avril 2022. [En ligne]. Disponible sur: <http://univ.scholarvox.com/catalog/book/docid/88901717?searchterm=fibres%20de%20verre>
- [15] « Advantages and disadvantages of aramid fibers », *Aramid Fiber*. <http://www.aramid.eu/avantages---desavantages.html> (consulté le 18 avril 2022).
- [16] K. Mizuuchi, K. Inoue, M. Sugioka, M. Itami, M. Kawahara, et I. Yamauchi, « Microstructure and mechanical properties of boron-fiber-reinforced titanium-matrix composites produced by pulsed current hot pressing (PCHP) », *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 428, n° 1-2, p. 175-179, 2006.
- [17] V. Pauchard, H. Boulharts-Campion, F. Grosjean, P. Odru, et A. Chateauminois, « Développement d'un modèle de durabilité de poutres composites unidirectionnelles renforcées par des fibres de verre », *Oil Gas Sci. Technol.*, vol. 56, n° 6, p. 581-595, 2001.
- [18] Y. Khaled et S. Rabah, « ELABORATION ET CARACTERISATION DES MATERIAUX COMPOSITES STRATIFIES HYBRIDES », UNIVERSITE AKLI MOHAND OLHADJ BOUIRA, 2018.
- [19] D. Ducret, « Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites: caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique », PhD Thesis, Lyon, INSA, 2000.
- [20] G. Gohorianu, « Interactions entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/epoxy », PhD Thesis, Toulouse 3, 2008.
- [21] M. Bruyneel, J.-C. Craveur, et P. Jetteur, *Structures en matériaux composites : Calcul par éléments finis*. Dunod, 2019. Consulté le: 18 avril 2022. [En ligne]. Disponible sur: <http://univ.scholarvox.com/catalog/book/docid/88875315?searchterm=Structures%20en%20mat%C3%A9riaux%20composites>

- [22] P.-E. Bourban, *Matériaux composites à matrice organique: constituants, procédés, propriétés*. PPUR presses polytechniques, 2004.
- [23] H. Rafik, « Etude du comportement à l'endommagement des matériaux composites stratifiés », PhD Thesis, Université M'hamed Bougara de Boumerdès, 2018.
- [24] R. Chermaneau, « Représentation de la variabilité des propriétés mécaniques d'un CMO à l'échelle microscopique: Méthodes de construction des distributions statistiques », PhD Thesis, Bordeaux 1, 2012.
- [25] M. Dupeux, *Aide-mémoire - Science et génie des matériaux Ed. 4*. Dunod, 2018. Consulté le: 19 avril 2022. [En ligne]. Disponible sur: <http://univ.scholarvox.com/catalog/book/docid/88863947?searchterm=Aide-m%C3%A9moire%20de%20science%20des%20mat%C3%A9riaux%20Ed.%203>
- [26] hadadi imane, « Etude numérique avec comparaison expérimentale des propriétés thermophysiques des matériaux composites à matrice polymère », hadj lakhder, batna 2, batna, 2011. [En ligne]. Disponible sur: chrome-extension://efaidnbnmnibpcajpcglclefindmkaj/viewer.html?pdfurl=http%3A%2F%2Fbatna.univ-batna.dz%2Fipea%2Fimages%2Fsite%2Fmemoires%2Fmaster2011%2Fhadadi_manel.pdf&clen=1302536&chunk=true
- [27] M. B. H. Latifa, « Elaboration de matériaux composites biodégradables issus de ressources renouvelables », PhD Thesis, Université de Mostaganem, 2016.
- [28] P. C. Georgel, « Résines époxydes renforcées avec des fibres naturelles », PhD Thesis, Université Laval, 2009.
- [29] J. HATSCH, « CONTRÔLE NON DESTRUCTIF DE STRUCTURES COMPOSITES POUR L'AÉRONAUTIQUE ».
- [30] F. Benard, « Etude de l'influence des charges de silice sur le vieillissement des résines époxyde sous irradiation », PhD Thesis, Le Mans, 2004.
- [31] R. M. Kumykov, M. T. Bezhugova, A. K. Ittiev, A. K. Mikitaev, et A. L. Rusanov, « SYNTHESIS AND STUDY OF PROPERTIES OF AROMATIC POLYETHER-IMIDES ON THE BASIS OF DERIVATIVES OF CHLORAL AND DDT WITH USE OF POLYNITROREPLACEMENT PROCESSES », *Polym. Polym. BLENDS Polym. Compos. Fill. POYMERS Synth. Prop. Appl.*, p. 89.
- [32] E. M. Petrie, *Epoxy adhesive formulations*. McGraw Hill Professional, 2005.

- [33] Emmanuel Georges MBEI LISSOUCK, « Contribution à la détermination des paramètres ultrasonores des gondolements des fibres dans un matériau composite à matrice céramique renforcé des fibres du *Â*«rhectophyllum camerunense », Université-Douala (UFD Physiques et Sciences de l'Ingénieur), 2008. Consulté le: 20 avril 2022. [En ligne]. Disponible sur: https://www.memoireonline.com/08/11/4661/m_Contribution--la-determination-des-parametres-ultrasonores-des-gondolements-des-fibres-dans-un-m2.html
- [34] Y. Ledru, « Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés aéronautiques », PhD Thesis, 2009.
- [35] ISO 472, « Plastiques- vocabulaire ». 2013.
- [36] G. B. Kamgaing Somoh, « Conception et caractérisation mécanique des pièces en matériaux composites moulées par compression », PhD Thesis, Paris, ENMP, 2013.
- [37] J. K. Gillham, « Encyclopedia of Polymer Science and Engineering », *N. Y.*, vol. 4, p. 519, 1986.
- [38] D. Wang et F. R. Jones, « ToF-SIMS and XPS studies of the interaction of silanes and matrix resins with glass surfaces », *Surf. Interface Anal.*, vol. 20, n° 5, p. 457-467, 1993, doi: 10.1002/sia.740200520.
- [39] HEMAIZIA YAAKOUB, « Analyse du comportement mécanique des matériaux composites stratifiés par l'utilisation de Matlab », Université Larbi Ben M'Hidi Oum-El-Bouaghi, 2018.
- [40] F. Bourouis, « étude du comportement mécanique de structures sandwiches a différents matériaux de revêtements », 2003.
- [41] R. M. Jones, « Mechanics of Composite Materials, Taylor & Francis », *Inc USA*, 1999.
- [42] A. Weiss, « Comportement en fatigue des zones de reprises de plis », PhD Thesis, 2010.
- [43] D. Gay et S. V. Hoa, *Composite materials: design and applications*. CRC press, 2007.
- [44] D. Gay et F. Joubert, « Isotropie de rigidité et quasi-isotropie de résistance des stratifiés à orientations périodiques », *Rev. Compos. Matér. Avancés*, vol. 4, n° 2, 1994.
- [45] N. Khelifa, « Comportement en Fatigue et Endommagement des Composites Stratifiés », UNIVERSITE BADJI MOKHTAR ANNABA, 2016.
- [46] C. Thomas, « Étude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone/matrice polyamide: application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz

- sous haute pression de type IV », PhD Thesis, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2011.
- [47] J. P. B. Ramírez, « Caractérisation et modélisation de l'endommagement des composites bobinés. Application à la prédiction de l'éclatement des réservoirs bobinés hyperbares », PhD Thesis, ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique-Poitiers, 2013.
- [48] F. Laurin, « Approche multiéchelle des mécanismes de ruine progressive des matériaux stratifiés et analyse de la tenue de structures composites », PhD Thesis, Besançon, 2005.
- [49] B. Beckelynck, « Étude de la délamination sur des matériaux composites tissés taffetas: Essais de caractérisation et simulations numériques », 2016.
- [50] B. W. Smith, « Fractography for continuous fiber composites », *Eng. Mater. Handb.*, vol. 1, p. 786-793, 1993.
- [51] J. Cugnoni, « Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites », EPFL, 2005.
- [52] A. Hammouya, « Contribution à l'amélioration des barrières de sécurité dans un système industriel », PhD Thesis, Université Badji Mokhtar Annaba, 2021.