

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

UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA-BOUMERDES



Faculté de Technologie  
Département Génie Mécanique

## Mémoire

Présenté pour l'obtention du diplôme de MASTER

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Construction Mécanique

## THEME

Etude numérique de l'influence de nombre de couches et de leur orientation  
dans un PRFC à l'aide du modèle d'endommagement Hashin

Réaliser par :

Mr. MESSELEKA Mohamed Zakaria  
Mr. BOUKSANI Sofiane

Proposé et suivi par :

Mr. MERAH.A

Promotion 2021/2022

# Remerciements

Tout d'abord je tiens à remercier Dieu tout puissant qui m'a donné de la force et du courage pour terminer mes études dans de bonnes conditions.

Aussi je tiens à exprimer ma profonde gratitude à mon encadreur Mr. MERAH Abdelkrime pour son accueil, sa compréhension, sa patience et son soutien afin de réaliser ce travail.

Je remercie tous les enseignants du département de génie mécanique

Aussi, je remercie tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce projet en particulier Fahem noureddine et Zara abdeldjebar et moumen.

Merci

# DÉDICACES

Du profond de mon cœur je dédie ce travail à tout ce qui me  
sont chers ;

A mes chers parents, aucune dévotion n'exprime mon respect,  
mon amour éternel et ma reconnaissance pour les sacrifices  
que vous avez consentis pour mon éducation et mon bien-être,  
je vous remercie pour tout le soutien et l'amour que vous  
m'avez apportés. Que cet humble travail soit le fruit de vos  
sacrifices. Que Dieu vous accorde santé, bonheur et longue  
vie.

A tous mes sœurs : Nesrine et leur fils Youcef, Nihel, Amani.

Pour tous mes amis et collègues de l'étude

Pour tous ceux qui m'aiment.

MESSELEKA Mohamed Zakaria

# DÉDICACES

Du profond de mon cœur je dédie ce travail à tout ce qui me  
sont chers ;

A mes chers parents, aucune dévotion n'exprime mon respect,  
mon amour éternel et ma reconnaissance pour les sacrifices  
que vous avez consentis pour mon éducation et mon bien-être,  
je vous remercie pour tout le soutien et l'amour que vous  
m'avez apportés. Que cet humble travail soit le fruit de vos  
sacrifices. Que Dieu vous accorde santé, bonheur et longue  
vie.

A tous mes frères : Housseem, Mahdi, Nadjib.

A ma grande mère et mon grand père

Pour Ikhelas et tous mes amis et collègues de l'étude

Pour tous ceux qui m'aiment.

BOUKSANI Sofiane

## Résumé

Dans ce travail, nous avons choisi des fibres de carbone à matrice époxy, qui fait l'objet d'une étude numérique pour déterminer l'effet de certains paramètres tels que l'orientation des fibres et le nombre de couches à l'aide du modèle d'endommagement de Hashin par des essais de traction, les résultats obtenus sont analysés.

Il a été constaté que ces matériaux sont affectés par la direction des fibres et le nombre de couches :

Dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est élevée est  $[90]_8$ .

Dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est faible est  $[0]_8$ .

Dans l'essai de traction, plus il y a de couches, plus la résistance est grande.

Dans l'essai de traction, plus le nombre de couches est petit, plus la résistance diminue.

**Mots clés :** Composite stratifiés, Endommagement, Orientation des fibres, nombre de couches.

## Abstract

In this work, we have chosen carbon fibers with an epoxy matrix, which is the subject of a numerical study to determine the effect of certain parameters such as the orientation of the fibers and the number of layers using the Hashin damage model by tensile tests, the results obtained are analysed.

It has been found that these materials are affected by the direction of the fibers and the number of layers:

In the tensile test, the fiber orientation when the strength is high is  $[90]_8$ .

In the tensile test, the fiber orientation when the strength is low is  $[0]_8$ .

In tensile testing, the more layers, the greater the resistance.

In the tensile test, the smaller the number of layers, the lower the strength.

**Keywords:** Composite laminates, damage, fiber orientation, number of layers.

## ملخص

في هذا العمل قمنا باختيار ألياف الكربون مع مصفوفة بوليميرية وهو موضوع دراسة عددية لتحديد تأثير بعض المعلمات مثل اتجاه الألياف وعدد الطبقات باستخدام نموذج تلف الهاشين باختبارات الشد ، يتم تحليل النتائج التي تم الحصول عليها وقد وجد أن هذه المواد تتأثر باتجاه الألياف وعدد الطبقات

في اختبار الشد ، يكون اتجاه الألياف عندما تكون القوة عالية  $[90]_8$

في اختبار الشد ، يكون اتجاه الألياف عندما تكون القوة منخفضة  $[0]_8$

في اختبار الشد ، كلما زادت الطبقات ، زادت المقاومة

في اختبار الشد ، كلما قل عدد الطبقات ، قلت القوة

الكلمات الرئيسية : شرائح مركبة، تلف، اتجاه الألياف، عدد الطبقات.

# **Sommaire**

## Sommaire

Tables des matières.....	I
Liste des figures.....	V
Liste des tableaux.....	VII
Introduction générale .....	1

### **Chapitre I : Généralité sur les composites et leurs endommagements**

I Introduction.....	3
I.1 Définition.....	3
I.2 Caractéristiques générales des matériaux composites.....	3
I.3 Classification des matériaux composites.....	4
I.4 Composants.....	5
I.4.1 Matrice .....	6
I.4.1.1 Matrice organique.....	7
I.4.1.2 Matrice thermodurcissable.....	7
I.4.1.3 Matrice thermoplastique .....	8
I.4.1.4 Matrice métallique .....	8
I.4.1.5 Matrice céramique .....	8
I.4.2 Renfort.....	8
I.4.2.1 Renfort en fibre discontinues.....	9
I.4.2.2 Renfort continu .....	9
I.5 Matériaux composites structuraux.....	10
I.5.1 Monocouches .....	10
I.5.2 Stratifiés .....	11
I.5.2.1 Stratifiés hybrides .....	12
I.5.3 Sandwichs.....	12
I.6 But d'utilisation des matériaux composite.....	13
I.6.1 Avantages .....	13
I.6.2 Inconvénients.....	14
I.7 Domaine d'utilisation des composites .....	16

I.8 fibres de carbone.....	16
I.8.1 Utilisations .....	17
I.8.2 Inconvénients .....	18
I.9 Définition d'endommagement .....	19
I.9.1 Différents échèle d'observation.....	19
I.10 Mécanismes d'endommagement.....	20
I.10.1 Rupture de fibre.....	20
I.10.2 Rupture matricielle .....	21
I.10.3 Décohésion fibre/matrice .....	22
I.10.4 Délaminage.....	22
I.11 Endommagement des composites stratifiés.....	23
I.11.1 Fissurations.....	23
I.12 Conclusion.....	23

## **Chapitre II : Essais mécaniques sur les composites**

II Introduction .....	24
II.1 Techniques de mesure.....	24
II.2 Essais sur éprouvettes modèles.....	25
II.2.1 Essai de déchaussement (pull-out) .....	25
II.2.2 Essai de fragmentation .....	27
II.2.3 Essai d'indentation.....	29
II.2.3.1 L'indenteur .....	30
II.2.3.2 Géométrie de l'indenteur.....	30
II.2.4 Test slice (compression).....	31
II.3 Essais sur produits finis .....	32
II.3.1 Essai statique .....	32
II.3.1.1 Traction longitudinale .....	32
II.3.1.2 Traction transversale .....	33
II.3.1.3 Traction hors axes (essai de traction à 45°).....	33
II.3.1.4 Essai de compression.....	34
II.3.1.5 Essai de flexion.....	35
II.3.1.6 Essai de flexion trois point .....	35
II.3.1.7 Essai de flexion quatre points .....	37

II.3.1.8 Essai de flexion par flambement .....	37
II.3.1.9 Essai de cisaillement.....	38
II.3.2 Essai dynamique.....	38
II.3.2.1 Essais Charpy / Izod .....	38
II.3.2.2 Fatigue et endurance.....	39
II.4 Conclusion .....	40

## **Chapitre III : Partie Numérique**

III Introduction .....	41
III.1 Généralité sur le code de calcul ABAQUS .....	41
III.1.1 Définition du ABAQUS .....	41
III.1.2 Unités.....	42
III.1.3 Organisation de l'interface ABAQUS/CAE.....	42
III.1.4 Modules .....	43
III.1.4.1 Module " PART ".....	43
III.1.4.2 Module "PROPERTY " .....	43
III.1.4.3 Module "ASSEMBLY " .....	43
III.1.4.4 Module "STEP " .....	44
III.1.4.5 Module " INTERACTION " .....	44
III.1.4.6 Module "LOAD " .....	44
III.1.4.7 Module "MESH " .....	44
III.1.4.8 Module "JOB " .....	44
III.1.4.9 Module " VISUALIZATION " .....	44
III.1.4.10 Module "SKETCH " .....	44
III.2 Hashin damage .....	44
III.3 Validation de model .....	45
III.3.1 Partie expérimental.....	45
III.3.2 Partie numérique.....	45
III.3.2.1 Paramètres utilisés.....	45
III.3.2.2 Géométrie des éprouvettes de traction.....	46
III.3.2.3 Conditions aux limites .....	47

III.3.2.4 Séquence d'empilement .....	48
III.3.2.5 Maillage .....	49
III.3.2.6 Type du maillage.....	50
III.3.2.7 Résultats de l'essai.....	51
III.4 Résultats numérique : .....	52
III.5 Résultat expérimental : .....	53
III.6 Comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques (MEF).....	54
III.7 Influence d'orientation des fibres.....	55
III.8 Influence de nombre des plis.....	56
III.9 Conclusion : .....	57
Conclusion générale.....	59
Références bibliographiques.....	60

**Figure I :** Demande en fibres de carbone des différents secteurs industriels en tonnes/an .....3

### Chapitre-I-

**Figure I.1 :** Schématisation des renforts noyés dans une matrice .....5

**Figure I.2 :** Différents constituants d'un matériau composite .....6

**Figure I.3 :** Classification des matrices .....9

**Figure I.4 :** Les différents types de renfort de base.....6

**Figure I.5 :** Différentes formes de renforts continus .....10

**Figure I.6 :** Composite monocouches..... 11

**Figure I.7 :** Composite stratifié ..... 11

**Figure I.8 :** Composite sandwichs ..... 12

**Figure I.9 :** Les différents types de sandwiches ..... 13

**Figure I.10 :** Différents types des fibres de carbone ..... 16

**Figure I.11 :** Les différentes échelles d'observation ..... 19

**Figure I.12 :** Type de rupture des composites ..... 20

**Figure I.13 :** Rupture de fibre..... 21

**Figure I.14 :** Rupture transversal de la matrice ..... 21

**Figure I.15 :** Rupture longitudinale de la matrice ..... 21

**Figure I.16 :** Décohésion fibre/matrice ..... 22

**Figure I.17 :** Délaminage d'un stratifiés .....22

**Figure I.18 :** Structure d'un stratifié..... 23

**Figure I.19 :** Type de fissure .....23

### Chapitre-II-

**Figure II.1 :** Schéma représentatif d'un essai de déchaussement ..... 25

**Figure II.2 :** Courbe de déchaussement force sur déplacement ..... 26

**Figure II.3 :** Exemple de microgoutte de résine déposée sur une fibre de lin:  
 (a) avant déchaussement, (b) après déchaussement ..... 26

<b>Figure II.4 :</b> a) Processus schématique du test de fragmentation. b) Rupture par décohésion interfaciale induite par fragmentation.....	27
<b>Figure II.5 :</b> Essai de fragmentation.....	29
<b>Figure II.6 :</b> Schéma de l'essai d'indentation .....	30
<b>Figure II.7 :</b> Principe de test slice (compression) .....	31
<b>Figure II.8 :</b> Traction longitudinal .....	32
<b>Figure II.9 :</b> Traction transversale.....	33
<b>Figure II.10 :</b> Traction hors axes.....	33
<b>Figure II.11 :</b> Essai de compression.....	34
<b>Figure II.12 :</b> Flexion trois points .....	36
<b>Figure II.13 :</b> Essai de flexion quatre points .....	37
<b>Figure II.14 :</b> Configuration de flambement .....	38
<b>Figure II.15 :</b> Essai de Charpy .....	39

### Chapitre-III-

<b>Figure III.1 :</b> Organisation d'ABAQUS.....	42
<b>Figure III.2 :</b> Réalisation de la mise en données d'un problème .....	43
<b>Figure III.3 :</b> Géométrie de l'éprouvette.....	46
<b>Figure III.4 :</b> Condition aux limites .....	47
<b>Figure III.5 :</b> La séquence d'empilement du composite utilisé .....	48
<b>Figure III.6 :</b> Détail du maillage de chaque zone.....	49
<b>Figure III.7 :</b> Type du maillage de chaque zone .....	50
<b>Figure III.8 :</b> Résultat de simulation Hashin damage .....	51
<b>Figure III.9 :</b> Courbe force déplacement.....	52
<b>Figure III.10 :</b> Courbe contrainte déformation .....	52
<b>Figure III.11 :</b> Courbe force déplacement.....	53
<b>Figure III.12 :</b> Courbe contrainte déformation .....	53
<b>Figure III.13 :</b> Comparaison entre courbe numérique et courbe expérimentale .....	54
<b>Figure III.14 :</b> Histogramme de l'évolution de la force en fonction de chaque orientation différente .....	56
<b>Figure III.15 :</b> Histogramme de l'évolution de la force par rapport au nombre de plis.....	57

## Liste des tableaux

<b>Tableau I.1 :</b> Exemples de matériaux composites, pris au sens large.....	4
<b>Tableau I.2 :</b> Principales différences entre les Matrices TP et TD.....	7
<b>Tableau III.1 :</b> Unités cohérentes .....	42
<b>Tableau III.2:</b> Données de l'application numérique.....	45
<b>Tableau III.3:</b> Les séquences des orientations utilisées.....	55
<b>Tableau III.4:</b> Les séquences des plis utilisés. ....	56

# **INTRODUCTION GÉNÉRALE**

## Introduction générale

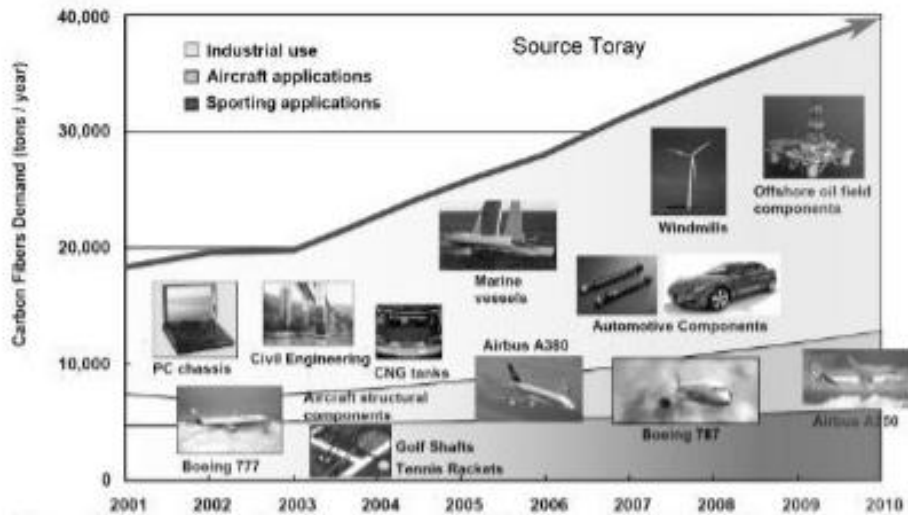
Une définition générale des matériaux composites est d'après (Berthelot, 1992). ((Un matériau composite est constitué de l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles et de nature différente, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément)). Un matériau composite est constitué d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase continue est appelée la matrice. La phase discontinue présente usuellement des propriétés mécaniques (rigidités et résistances) supérieures à celle de la matrice et est notée renfort. Les propriétés des matériaux composites résultent des propriétés des matériaux le constituant, de la distribution géométrique des renforts, du taux volumique de renfort, de la nature des interfaces renforts/matrice, du procédé de fabrication.

Les matériaux composites sont aujourd'hui principalement utilisés industriellement pour différentes raisons (Hull et Clyne, 1997) dont voici une liste non exhaustive :

- Excellent rapport masse / rigidité / résistance en comparaison des matériaux métalliques.
- Définition de matériaux au ((juste)) besoin, c'est-à-dire présentant des propriétés élevées uniquement dans les axes de sollicitation afin d'effectuer des gains de masse supplémentaires (Barreau et Laroze, 1987),
- Dimensionnement de structures ayant des propriétés particulières (matériaux à très faibles coefficients de dilatation thermique, intéressants pour les applications satellites) ou à mémoire de forme (tels que des tubes de déploiement pour satellites).
- Utilisation de matériaux multifonctionnels ayant des fonctions structurales mais également autres telles que de bonnes propriétés acoustiques, transparence aux ondes électroniques, bonne résistance aux feux.
- Sensibilité nettement moindre à la fatigue que pour les matériaux métalliques (Harris, 1983)...

Par conséquent, les matériaux composites sont actuellement très utilisés dans l'industrie et particulièrement dans les domaines aérospatial et aéronautique, où les gains de masse sur structures sont stratégiques.

On notera toutefois que, bien que l'industrie aéronautique reste un acteur majeur du développement des structures hautes performances, les matériaux composites sont également très utilisés dans le domaine du sport, du génie civil, du domaine naval, du secteur automobile, du domaine éolien (principal consommateur actuel de fibres de carbone) et du domaine pétrolier off-shore (réalisation de risers composites) comme montré sur la Figure I (Tsai et al. 2009).



**Figure I :** Demande en fibres de carbone des différents secteurs industriels en tonnes/an.

Suivant les applications industrielles, différents types de matériaux composites sont utilisés en fonction de leur rapport performances mécaniques / complexité (de mise en œuvre et de dimensionnement) / coût associé. On peut classer les matériaux composites soit en fonction de la nature des constituants, soit en fonction de la géométrie des renforts et du procédé de fabrication associé.

Ce mémoire comprend trois chapitres :

**Le premier chapitre :** est consacré à l'étude bibliographique, portant sur les matériaux composites, nous parlons de leurs composants, leurs classifications, et leurs caractéristiques générales. Ensuite, on a présenté les avantages et les inconvénients et domaine d'utilisation des matériaux composites, Les fibres de carbone ainsi que leurs utilisations et inconvénients. Enfin, L'endommagement et leur mécanisme.

**Le deuxième chapitre :** est consacré à savoir les essais mécaniques utilisés pour qualifier succinctement l'interface fibre/matrice de « faible » ou « forte », « bonne » ou « mauvaise ». En effet, le niveau d'adhésion fibre/ matrice influée dans une certaine mesure sur les lois de comportement des composites.

**Le troisième chapitre :** Nous effectuerons dans un premier temps une recherche bibliographique sur le logiciel de simulation par élément fini. Dans un second temps nous avons fait une étude numérique pour valider une partie expérimentale. Dans un troisième temps nous avons fait une étude d'influence de l'orientation des fibres et le nombre des plis. Cette simulation sera effectuée à l'aide du logiciel de simulation par élément fini ABAQUS.

Nous terminons cette étude par une conclusion générale.

# **CHAPITRE I**

## **Généralité sur les matériaux composites et leurs endommagements**

## I Introduction

Pour l'utilisation intensive de matériaux composites, nous présentons dans ce chapitre ces matériaux ainsi que leurs caractéristiques générales et leurs composants ensuite, Matériaux composites structuraux, Les avantages et les inconvénients et domaine d'utilisation des matériaux composites, Les fibres de carbone ainsi que leurs utilisations et inconvénients, enfin l'endommagement et leur mécanisme.

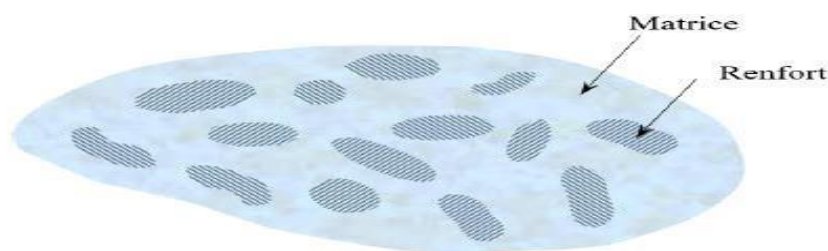
### I.1 Définition

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaire et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue appelée matrice. [1]

### I.2 Caractéristiques générales des matériaux composites

Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue.

La phase continue est appelée la matrice. La phase discontinue est appelée le renfort ou matériau renforçant. [2] (Figure I.1)



**Figure I.1** : Schématisation des renforts noyés dans une matrice. [2]

Ces propriétés dépendent de beaucoup de facteurs qui résultent :

- Des propriétés, de la nature, et de la quantité des constituants,
- De leur distribution géométrique,
- De leurs interactions, etc. [2]

**Tableau I.1 :** Exemples de matériaux composites, pris au sens large. [2]

Type de composite	Constituants	Domaines d'application
1. Composites à matrice Organique(CMO) Papier, carton Panneaux de particules Panneaux de fibres Toiles enduites Matériaux d'étanchéité Pneumatiques Stratifiés Plastiques renforcés	Résine/charges/fibres cellulosiques Résine/copeaux de bois Résine/fibres de bois Résines souples/tissus Elastomères/bitume/textiles Caoutchouc/toile/acier Résine/charges/fibres de verre, de carbone, etc. Résines/microsphères	Imprimerie, emballage, etc. Menuiserie Bâtiment Sports, bâtiment Toiture, terrasse, etc. Automobile Domaine multiples
2. Composites à matrice Minérale Béton Composite carbone - carbone Composite céramique	Ciment/sable/granulats Carbone/fibres de carbone Céramique/fibres céramiques	Génie civil Aviation, espace, sports, biomédecine, etc. Pièces thermomécaniques
3. Composites à matrice Métallique	Aluminium/fibres de bore Aluminium/fibres de carbone	Espace
4. Sandwiches Peaux Ames	Métaux, stratifiés, etc. Mousses, nids d'abeilles, balsa, plastiques renforcés, etc.	Domaines multiples

**I.3 Classification des matériaux composites**

Selon la nature de la matrice, on distingue trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température :

- Les composites à matrice polymère (CMP)

- Les composites à matrice métallique (CMM)
- Les composites à matrice céramique (CMC)

Les matériaux utilisés comme renforts présentent de bonnes propriétés mécaniques intrinsèques (carbone, alumine, silice, bore, kevlar, acier, nitrure et carbure de silicium...).

Les renforts continus ou fibres longues procèdent un diamètre qui varie selon leur nature, entre quelques micromètres et une centaine de micromètres.

Selon l'application envisagée, l'assemblage de ces fibres longues peut être unidimensionnel (plis unidirectionnels). Bidimensionnel (plis tissés, mats à fibres coupées de quelques centimètres ou à fibres continues) ou tridimensionnel (tissus multidimensionnels).

Les matrices polymères renforcées par des fibres de verre, sont employées dans les produits de grande diffusion, et possède une grande importance. Les fibres de carbone et de kevlar sont utilisées dans pour des applications plus spécifiques de hautes performances telles que l'aéronautique et l'aérospatiale. D'autres types de renforts sont employés tels que des billes (verre, élastomère ...) et des charges (fibres broyées, écailles, poudres...). L'utilisation des (CMP) reste limitée au domaine de températures inférieures à 200°C. [2]

## I.4 Composants

Les principaux constituants sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle d'apporter au matériau composite ses performances mécaniques élevées. La matrice qu'on appelle aussi liant, son rôle est de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures. [3]

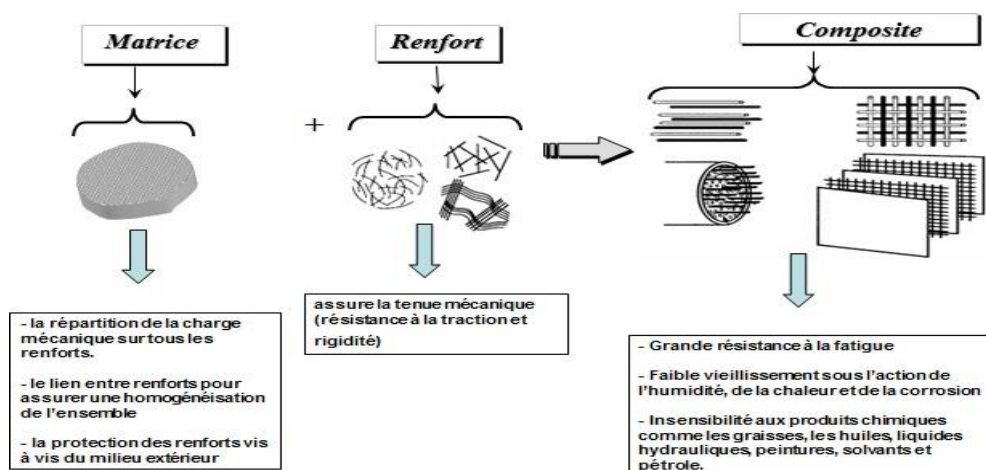


Figure I.2 : Différents constituants d'un matériau composite. [4]

### I.4.1 Matrice

Le rôle de la matrice est principalement de lier les fibres, mais aussi, d'assurer une répartition spatiale est homogène du renfort. D'un point de vue mécanique, la matrice transmet et répartie les efforts extérieurs vers le renfort. Dun autre coté, elle apporte à la structure une tenue chimique et donner la forme désirée au produit [2], (figure I.3).

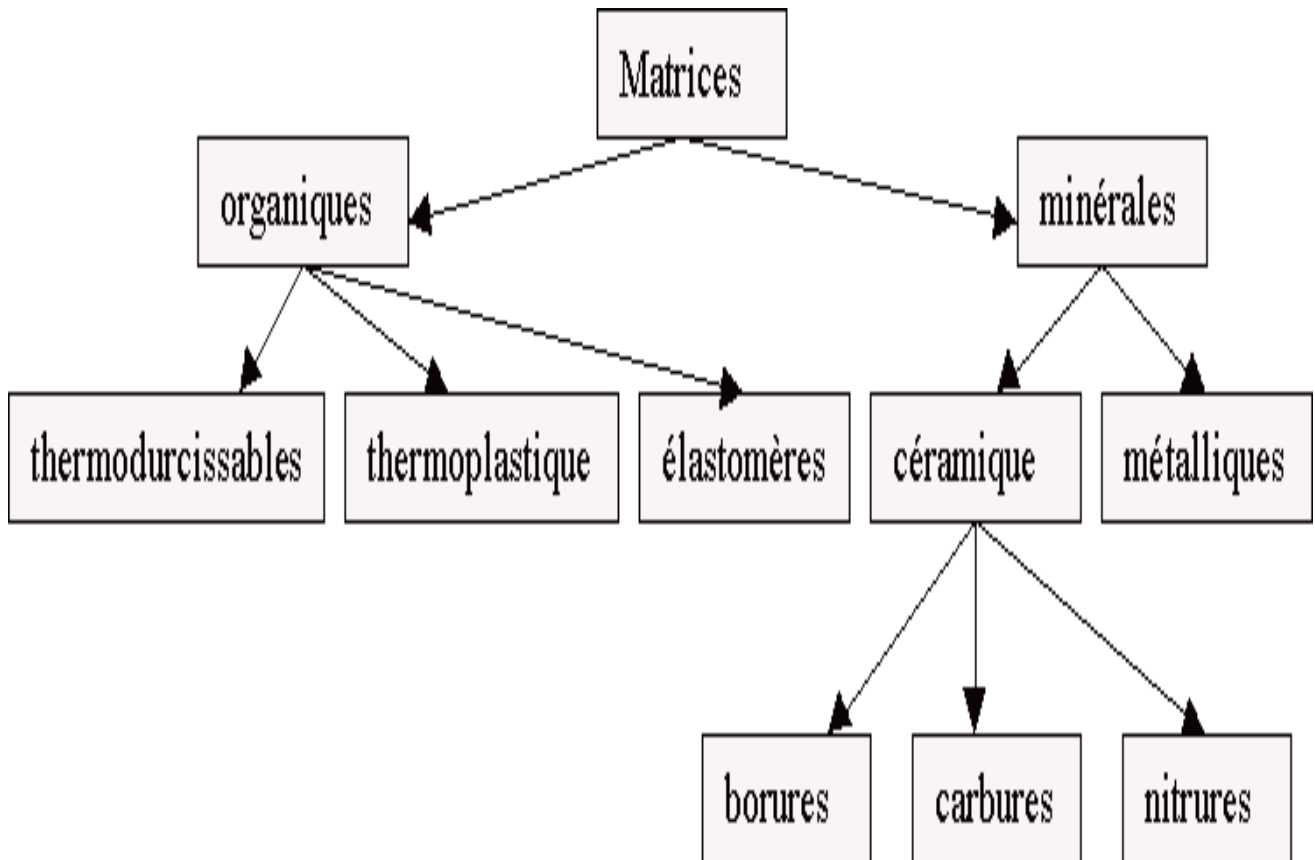


Figure I.3 : classification des matrices. [5]

### I.4.1.1 Matrice organique

Les matrices en polymère de synthèse sont les plus couramment rencontrées dans les composites de grande diffusion. Associées à des fibres de verre, d'aramide ou de carbone, elles ont un faible module et une faible résistance à la traction, mais se prêtent facilement à l'imprégnation des renforts pour leur fabrication. La structure des thermoplastiques (TP) se présente sous forme de chaînes linéaires, ils ont besoin d'être chauffés pour les mettre en forme. Le refroidissement par contre permet de les fixer (les chaînes se bloquent). Pour le cas des thermoplastiques (TP) l'opération est réversible. La structure des thermodurcissables (TD) possède la forme d'un réseau tridimensionnel, le durcir dans ce cas est définitive, la transformation est donc irréversible matrice. [2]

Les principales différences entre les matrices (TP) et (TD) sont représentées dans le tableau (I.2) :

**Tableau I.2** : Principales différences entre les Matrices TP et TD. [5]

Matrices	Thermoplastiques TP	Thermodurcissables TD
Etat de base liquide	solide prêt à l'emploi	visqueux à polymériser
Stockage	illimité	réduit
Mouillabilité renforts	difficile	aisée
Moulage	chauffage + refroidissement	chauffage continu
Cycle	court	long
Tenue au choc	assez bonne	limitée
Tenue thermique	réduite	bonne
Chutes et déchets	recyclables	perdus ou recyclés en charges
Conditions de travail	propreté	émanation pour "méthode humide"

### I.4.1.2 Matrice thermodurcissable

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées. Les résines de condensation (phénoliques, aminoplastes) et les résines époxy sont des résines Thermodurcissables. [2]

### I.4.1.3 Matrice thermoplastique

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont dures et solides qui nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), Les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques. De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. [6]

### I.4.1.4 Matrice métallique

L'imprégnation de renforts par un alliage liquide étant une opération techniquement délicate, en pratique seuls les alliages d'aluminium sont utilisés dans ce type de technique, associés à des fibres ou particules de graphite ou de céramiques. Ils sont faciles à mettre en œuvre car leur température de fusion est relativement basse. Le compromis obtenu entre la ténacité de la matrice métallique et la rigidité des renforts donne au composite des caractéristiques mécaniques intéressantes par rapport à l'alliage seul, surtout au-dessus de 200°C. Leur coût de mise en œuvre élevé réserve les composites à matrice métallique aux applications aéronautiques et spatiales. [2]

### I.4.1.5 Matrice céramique

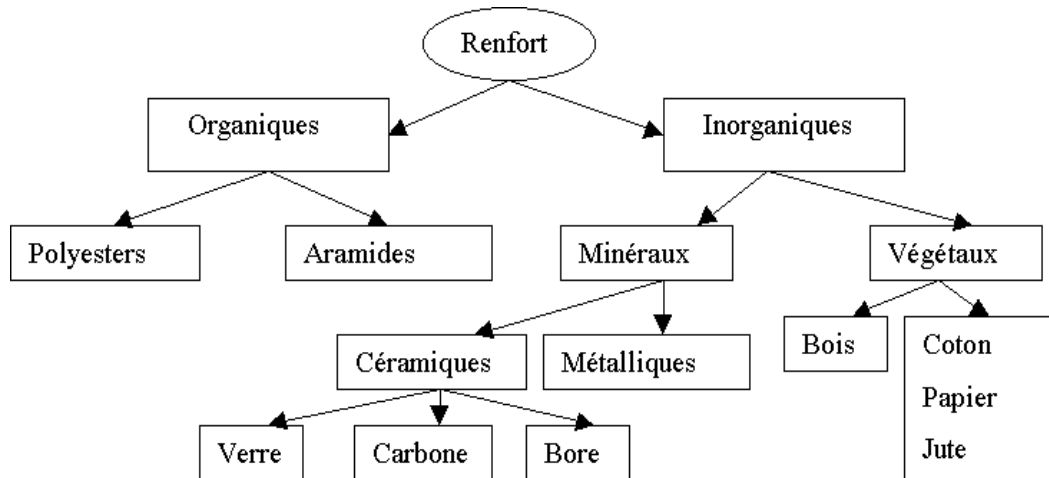
Des composites à matrices céramiques peuvent être obtenus par imprégnation de préformés de fibres (métaux, verres, aramides, carbone, céramique) soit par des suspensions liquides, ensuite frittées en température sous haute pression, soit par des gaz réactifs permettant un dépôt entre les fibres (notamment pour les composites carbone-carbone). [2]

## I.4.2 Renfort

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

L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. [7]

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la Figure (I.4):



**Figure I.4 :** Les différents types de renfort de base. [5]

#### I.4.2.1 Renfort en fibre discontinues

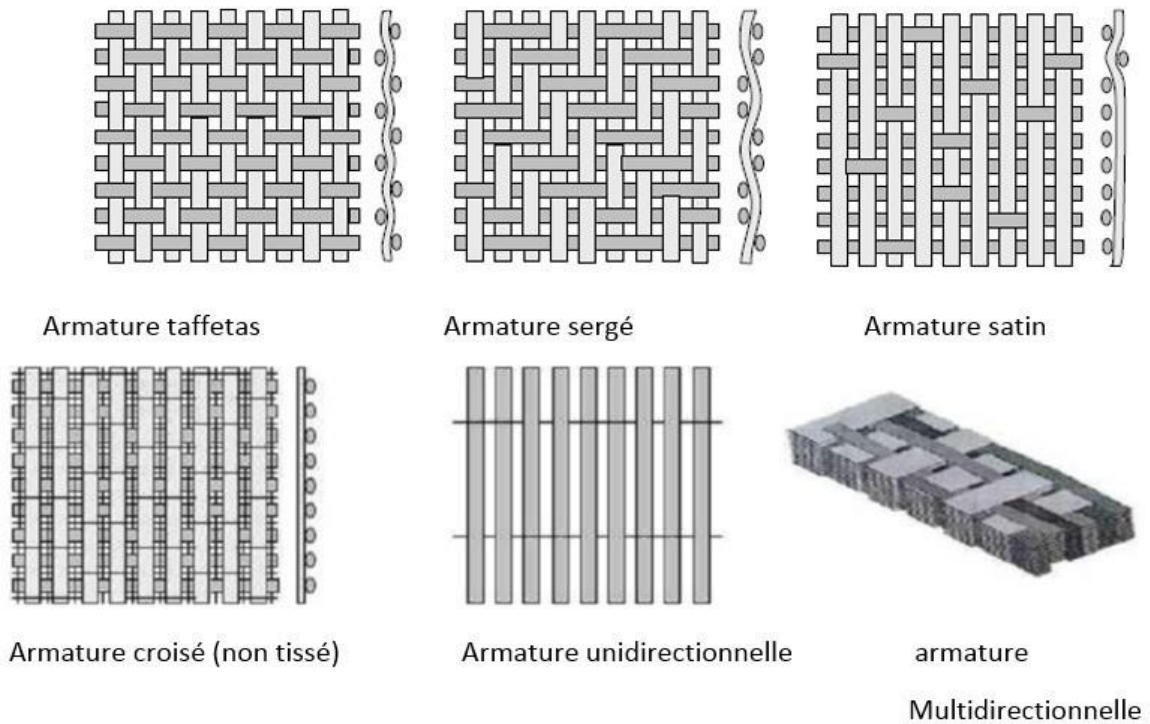
Des fibres courtes, ou particules (charges sous forme de microbilles, de fibres broyées, d'écaillés ou de poudre), permettent d'améliorer certaines propriétés de la matrice (résistance à l'usure, propriétés thermiques, poids). Celle-ci reste l'élément de base et on obtient alors un «polymère renforcé». [8]

#### I.4.2.2 Renfort continu

Sous forme de fibres longues qui sont généralement utilisées pour des composites HP. Cette forme fibreuse offre une résistance à la rupture et souvent un module d'élasticité beaucoup plus élevée que ceux du même matériau massif, avec une augmentation de la longueur de 10000 fois, ou bien pour le même volume, la surface est multiplié par 100 dans le cas des fibres de verre. [8]

Ces renforts ont le rôle d'assurer la bonne tenue mécanique des composites et sont disposés au sein du matériau en fonction des propriétés recherchées. Pour créer une structure résistante adaptée aux contraintes mécaniques, il existe plusieurs architectures de renforts :

- Unidirectionnelle (nappes), bidirectionnelle (tissus ou complexes 2D),
- Tridimensionnelle (fibres orientées suivant trois directions).



**Figure I.5 :** Différents formes de renforts continus. [8]

## I.5 Matériaux composites structuraux

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types :

- Les monocouches
- Les stratifiées
- Les sandwiches

### I.5.1 Monocouches

Représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibre longues (unidirectionnelles UD, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes. [2]

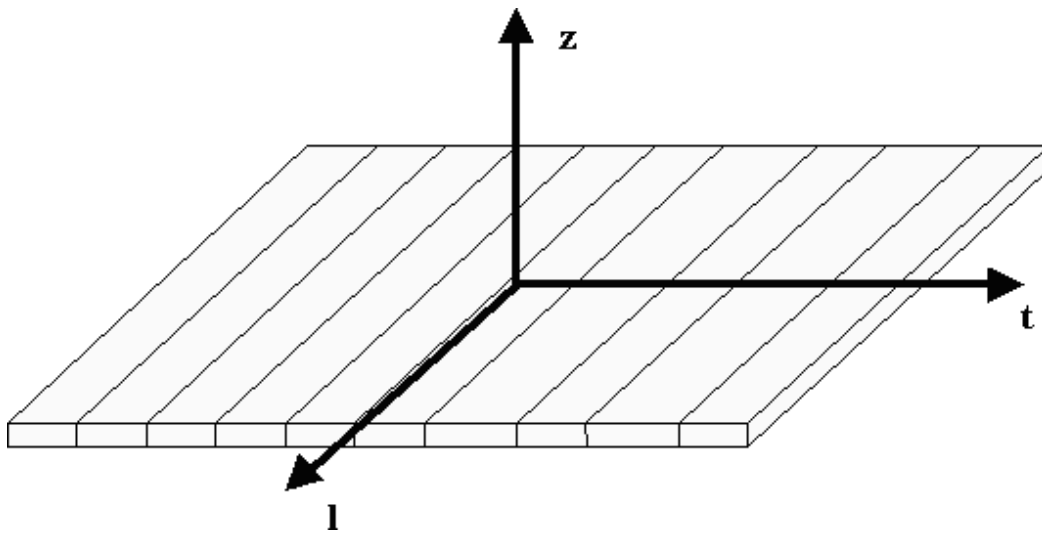


Figure I.6 : Composite monocouches. [2]

### I.5.2 Stratifiés

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

En jouant sur l'ordre et l'orientation de ces couches. Il est possible d'adapter finement les propriétés mécaniques du stratifié aux sollicitations extérieures, et donc d'atteindre un haut niveau d'optimisation en mettant la matière là où elle est le plus utile. [9]

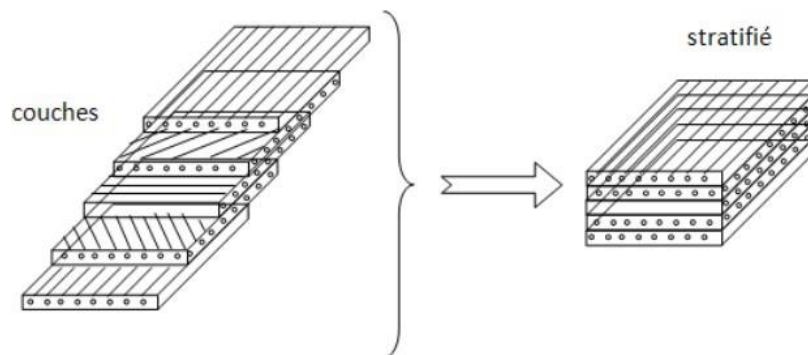


Figure I.7 : Composite stratifié. [10]

Les couches sont également nommées plis. Les structures stratifiées réalisées à partir de matériaux composites sont constituées d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bidirectionnelles.

Ces nappes sont formées de renforts en fibres longues liées par la résine. Le rôle du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique aux efforts. La résine assure quant à elle la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques.

Les pièces structurelles sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir. [10]

### I.5.2.1 Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont constitués de couches successives comportant des fibres de natures différentes.

Il sera alors nécessaire de les mentionner dans la désignation et on distingue :

- **Hybrides intercouches:** constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente ;
- **Hybrides intracouches:** constitués par une séquence de couches identiques. Chaque couche étant constituée de renforts différents. [10]

### I.5.3 Sandwichs

Matériaux composés de deux semelles (ou peaux) de grande rigidité et de faible épaisseur enveloppant une âme (ou cœur) de forte épaisseur et faible résistance.

L'ensemble forme une structure d'une grande légèreté. Le matériau sandwich possède une grande légèreté en flexion et c'est un excellent isolant thermique.

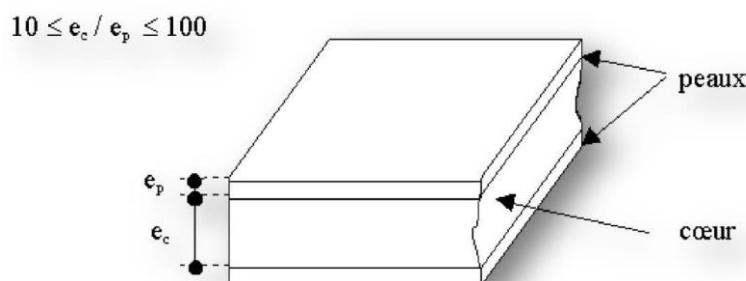


Figure I.8 : Composite sandwichs. [2]

Différents types de sandwichs sont montres sur la figure suivante :

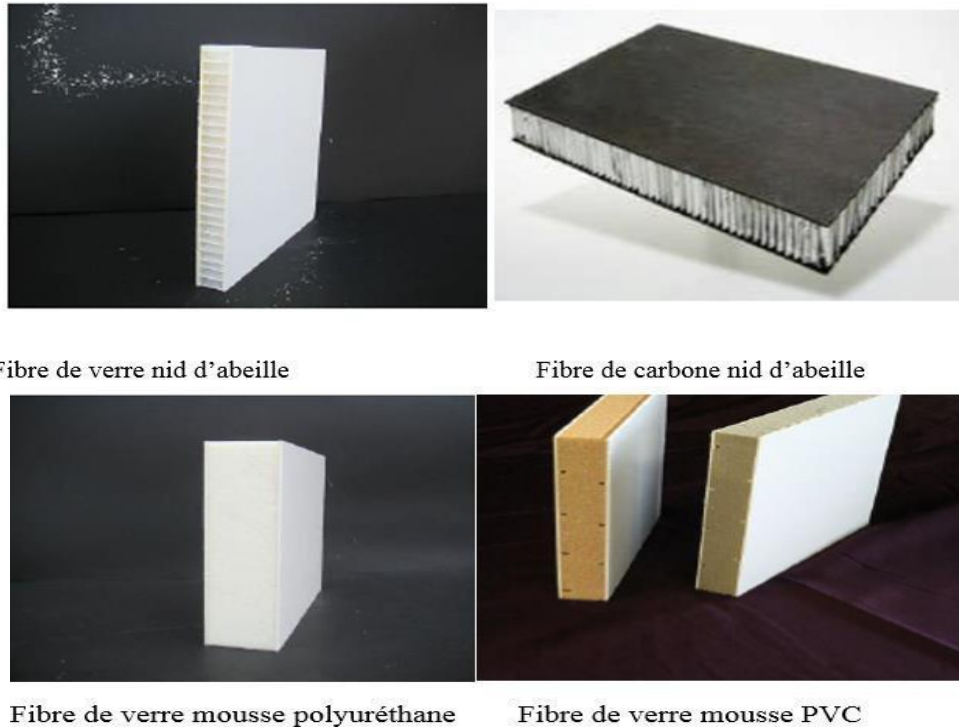


Figure I.9 : Les différents types de sandwichs. [11]

### I.6 But d'utilisation des matériaux composite

Le développement des matériaux composites est lié à leurs caractéristiques : qui peut présent :

#### I.6.1 Avantages

- **Facilité de mise en forme** : le matériau durcit et prend un aspect de surface définitif alors qu'il est positionné sur le moule. Il est ainsi possible de réaliser en une seule opération des formes qui auraient nécessité plusieurs étapes en utilisant d'autres matériaux (exemple : découpe, formage, soudure, polissage pour des tôles métalliques). La réalisation de pièces par moulage au contact nécessite un matériel d'application peu onéreux. La réalisation des moules pour ce procédé est également simple et permet donc une grande liberté dans la création des formes qui est notamment mise en œuvre dans les applications liées à la carrosserie (voitures, camions, bateaux, ferroviaire, ...).
- **Légèreté** : pour des propriétés mécaniques équivalentes, l'utilisation de matériau composite à la place de métaux permet un gain de poids de près de 50 %. Cette propriété est notamment mise à profit dans le secteur automobile.
- **Adaptabilité** : les caractéristiques mécaniques du composite peuvent être ajustées en jouant globalement sur le taux de fibres mais aussi localement en adaptant la quantité et le positionnement des fibres dans des zones soumises à de plus fortes contraintes

mécaniques.

- **Résistance à la corrosion ou à l'oxydation** : à cause de leur composition chimique à base de résine organique, les composites sont peu sensibles à la corrosion et sont très résistants aux attaques chimiques. Cette caractéristique leur donne un avantage important par rapport aux métaux pour la réalisation de réservoirs et d'équipements destinés à un usage extérieur ou en zone humide.
- **Isolation électrique et thermique** : le bon niveau d'isolation que procurent les matériaux composites pourrait conduire à une utilisation plus importante dans le bâtiment. Toutefois, leur emploi massif est freiné à cause de coûts élevés par rapport aux matériaux de construction traditionnels.

Les composites présentent également quelques inconvénients qui limitent leurs applications :

- La tenue en température et au feu est limitée,
- Les résines dégagent des vapeurs de solvant notamment en phase de fabrication,
- La fin de vie de matériaux composés d'un mélange quasi indissociable de résine organique et de fibres de verre pose des problèmes de recyclage. Il faut noter par ailleurs que les résines courantes sont fabriquées à partir de dérivés du pétrole et consomment donc une matière non renouvelable,
- Les caractéristiques mécaniques dépendent du positionnement des fibres et ne sont donc pas homogènes dans toutes les directions,
- Les composites sont difficilement usinables avec précision. [5]

### I.6.2 Inconvénients

Bien que les avantages des matériaux composites soient impressionnants, ces matériaux ne sont pas une solution miracle pour toutes les applications. Des inconvénients ou des problèmes existent et peuvent empêcher leur usage. Les inconvénients les plus courants sont les suivants :

- **Coût** : Les matériaux composites hauts performances ont été développés principalement pour répondre aux besoins de la communauté aérospatiale où le coût élevé peut être toléré en échange de matériaux plus performants. Par conséquent, le transfert de la technologie des composites aux produits de grande consommation est lent, à quelques exceptions comme les équipements de sports où la performance prime également sur le coût.
- **Conception et analyse** : Les matériaux composites sont souvent à la fois hétérogènes et anisotropes. Ces deux caractéristiques sont différentes des celles de la plupart des matériaux conventionnels. Elles nécessitent de nouvelles approches, généralement plus

compliquées, pour la conception et l'analyse des structures.

L'hétérogénéité impose l'analyse selon au moins deux points de vue. La micromécanique examine l'interaction des constituants à l'échelle microscopique. La macro-mécanique suppose que le composite est homogène et s'intéresse aux propriétés apparentes du matériau.

Les matériaux anisotropes nécessitent plus de propriétés mécaniques que les matériaux isotropes pour établir les relations contrainte-déformation (les lois de comportement). Ces propriétés sont déterminées selon les directions principales du pli élémentaire (directions parallèle et perpendiculaire à l'orientation des fibres).

Pour les stratifiés composites, les rigidités sont déterminées à l'aide de la théorie classique des stratifiés. La rupture des stratifiés composites se produit de plusieurs façons très complexes. Il est donc difficile d'établir une théorie de résistance qui tienne compte de tous les modes de rupture et de leurs interactions. Par conséquent, la détermination des résistances est plus compliquée et nécessite des vérifications expérimentales. De plus, la résistance d'un stratifié peut être influencée par les contraintes inter laminaires au voisinage des bords libres. La séquence d'empilement du stratifié doit être soigneusement déterminée afin de minimiser ces contraintes.

- **Assemblage :** Les matériaux composites sont généralement plus fragiles que les matériaux métalliques conventionnels. Par conséquent, la redistribution des contraintes autour des sites de concentration telle que le trou est moins efficace. La résistance et la rigidité d'un stratifié ne peuvent pas toujours être entièrement transférés par un joint. Le trou est donc souvent renforcé par des inserts métalliques ou par l'augmentation de l'épaisseur du stratifié dans la partie trouée. De tels renforcements entraînent du poids supplémentaire pour la structure. Le problème d'assemblage est donc critique pour le succès de l'emploi des matériaux composites.
- **Tolérance aux dommages :** Un des points faibles les plus importants des matériaux composites est la tolérance aux dommages. Des dommages de diverses natures peuvent se produire dans la vie d'une structure, par exemple l'impact, soit en service ou pendant la maintenance, est inévitable. En règle générale, plus un matériau est ductile, plus il est capable de tolérer l'impact car la ductilité fournit la capacité d'absorber de l'énergie. Par conséquent, les structures métalliques ont tendance de se déformer plutôt que de se fracturer sous l'impact. Le caractère fragile des matériaux composites ne permet pas, par contre, de subir l'impact sans avoir d'endommagement.

Les dommages sont souvent des fissurations internes de la matrice, indétectables sur la surface de la structure. Ce type de dommages diminue considérablement la résistance

en compression de la pièce endommagée. Les dommages des fibres diminuent la résistance en compression ainsi qu'en traction. Les outils pour évaluer la tolérance aux dommages des structures sont le programme d'inspection, l'analyse de la résistance résiduelle, et l'analyse de la propagation des dommages. [5]

### I.7 Domaine d'utilisation des composites

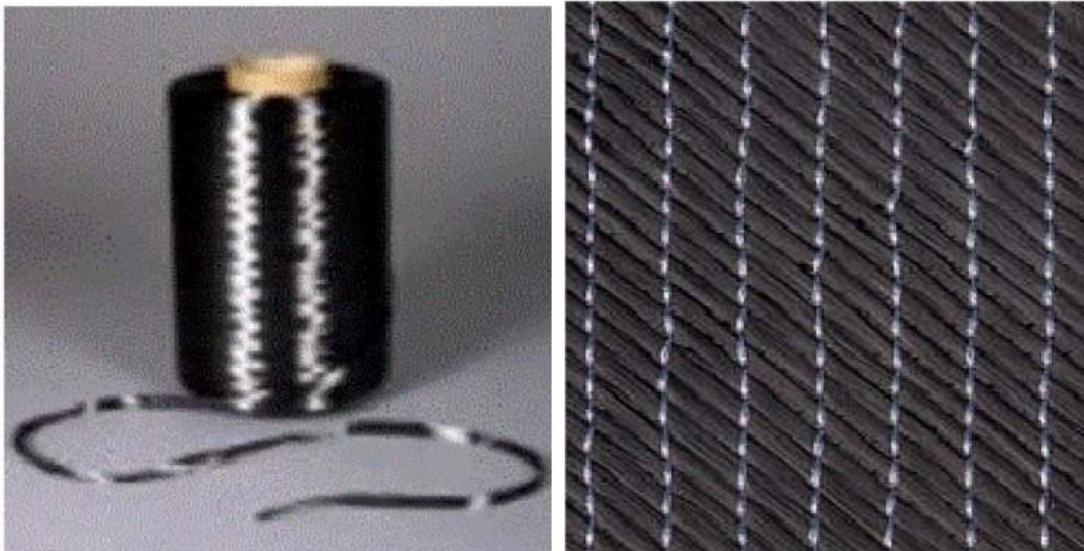
Les matériaux composites sont utilisés dans plusieurs domaines tel que : l'aéronautique, l'automobile, le ferroviaire, la construction civile, la construction industrielle, le secteur médical, les équipements de sports et loisirs, la construction nautique et la construction électrique etc.

L'utilisation des matériaux composite dans ses divers domaines engendre des sollicitations quelconques qui provoquent des endommagements qui se développent à l'échelle microscopique lorsque la contrainte atteint la limite de rupture l'un des trois constituants (fibre, matrice et interface). [10]

### I.8 fibres de carbone

Doivent leurs propriétés à la très forte anisotropie des cristallites de graphite qui les composent. Elles sont fabriquées à partir de fibres de polymère (par exemple poly acrylonitrile) préalablement tissées, et carbonisées sous tension en plusieurs étapes, oxydation (100 à 200 C°), puis pyrolyse (1500-2500 C°). On distingue deux types de fibres (Figure I.10) :

- 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.



**Figure I.10:** Différents types des fibres de carbone. [5]

### I.8.1 Utilisations

Les fibres de carbone sont principalement utilisées pour servir de renfort dans les matériaux composites. Elles permettent d'obtenir des pièces de structure ayant de bonnes propriétés mécaniques : rigidité, résistance à la fissuration, etc., tout en ayant une densité faible par rapport aux matériaux métalliques.

Elles sont en général insérées dans le matériau composite sous la forme de fils entrecroisés ou de nappes tissées, une matrice est ensuite infiltrée dans le matériau pour en faire la pièce désirée. Pour une pièce donnée, il faut calculer un arrangement optimal du réseau de fibres. Le développement de ces pièces a donc un coût, ce qui fait que les matériaux composites à base de fibre de carbone sont utilisés principalement dans des applications critiques.

Le domaine d'application principal est l'industrie aéronautique et spatiale :

- le nez et les bords d'attaque des ailes de la navette spatiale ,
- l'Airbus A380 n'aurait jamais volé s'il n'avait bénéficié de l'allègement et de la rigidité de nombreux éléments en fibre de carbone,
- de façon générale, les nouvelles générations d'avions civils et militaires utilisent une proportion croissante de matériaux composites dans tous les domaines : pièces structurelles, freins, etc.

Le sport de compétition utilise aussi largement les matériaux composites, tant pour leur faible poids que pour leurs propriétés mécaniques améliorées :

- les trimarans de la classe MOD70 sont entièrement construits en carbone.
- les perches utilisées dans l'épreuve du saut à la perche en athlétisme.
- les bateaux et pagaies en canoë/kayak, les arcs et flèches, les cannes de hockey, les raquettes de tennis, les mâts/ wishbones de planches à voile, Les vélo mobiles ;
- les cadres des vélos de compétition sur route et VTT ;
- les skis de ski nautique
- les planeurs, les voiliers de compétition (ex. : la classe MOD70).
- les arcs de compétition et de chasse.

La fibre de carbone est utilisée dans la facture instrumentale :

- certains archets de violons et violoncelles, parfois même certains instruments à cordes (violons, altos, violoncelles, guitares, etc.),

- les composites sont un matériau de remplacement de l'ébène dans la fabrication d'instruments à vent comme les clarinettes,
- l'immense cor des Alpes en bois tourné devient télescopique et relativement facilement transportable lorsqu'il est fabriqué en fibre de carbone

Dans d'autres domaines, on peut aussi citer :

- les vêtements techniques : protections corporelles pour les motards, vêtements anti-électrostatique, etc. ;
- les tubes de télescope ;
- les cannes à pêche ;
- les trépieds photo.

Les tissus de fibres de carbone trouvent aussi des applications utilisés seuls :

- le filtrage des gaz à haute température dans les filtres à manche ;
- la capture de polluants par des tissus de carbone activés ;
- les électrodes à grande surface pour sa grande résistance à la corrosion ;
- le renforcement des structures en béton armé par collage de tissu en fibre de carbone. [12]

### I.8.2 Inconvénients

- une mauvaise résistance à l'abrasion et aux chocs.
- leur recyclage (broyage problématique).
- leur conductivité électrique : de nombreuses électrocutions ont frappé des pêcheurs après avoir heurté une ligne électrique avec leur canne, ou des marins en manœuvrant le mat de leur voilier. Cela dit, des choses peuvent survenir avec d'autres matériaux (aluminium, bois mouillé).
- cette fibre pourrait accroître, sous certaines formes, les risques de cancer du poumon. [12]

## I.9 Définition d'endommagement

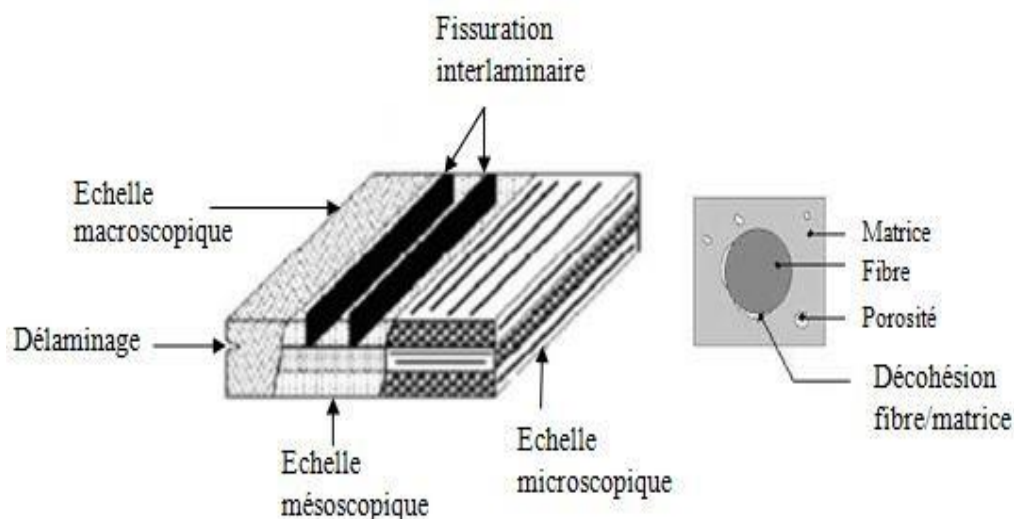
L'endommagement désigne le phénomène de création de nouvelle surface ou sien de matériau sous l'effet d'une sollicitation. [13]

Définit l'endommagement comme une augmentation de la taille ou du nombre de fissure. Ceci engendre une diminution des caractéristiques mécanique de système qui mène à sa ruine.

### I.9.1 Différents échèle d'observation

Plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée, unidirectionnelle ou tissés qui se révèlent à différentes échelles d'observation (figure I.11). Les plus significatifs sont les suivants [14]:

- à l'échelle microscopique apparaissent les ruptures d'interfaces : c'est le phénomène de décohésion fibre-matrice et d'autre part, la rupture de fibre et de la matrice;
- à l'échelle macroscopique on observe le phénomène de décollement inter pli : c'est le délaminage ;
- à l'échelle mésoscopique on observe l'apparition de nombreuses fissures intra laminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau, qui sont parallèles à la direction des fibres.



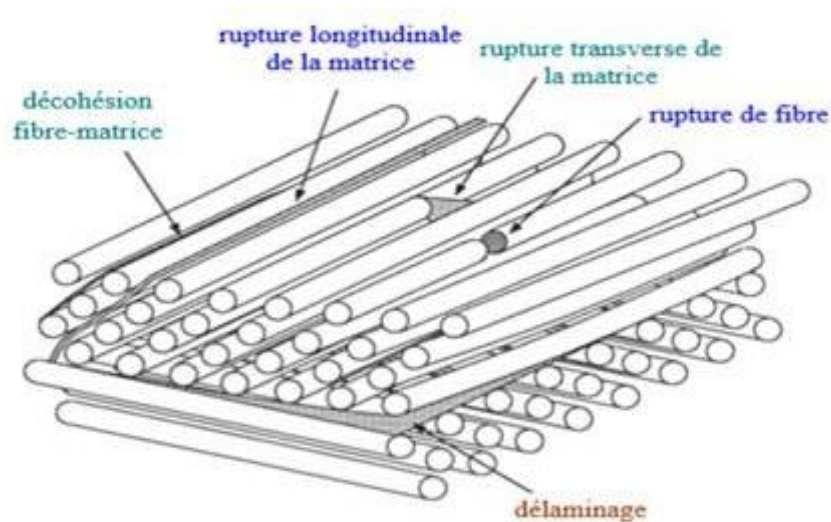
**Figure I.11:** Les différentes échelles d'observation.

### I.10 Mécanismes d'endommagement

La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

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

Généralement, un mécanisme n'est pas isolé, mais divers mécanismes coexistent. Ces mécanismes se développent suivant la nature des matériaux et les conditions de sollicitations mécaniques imposées (figure I.12).

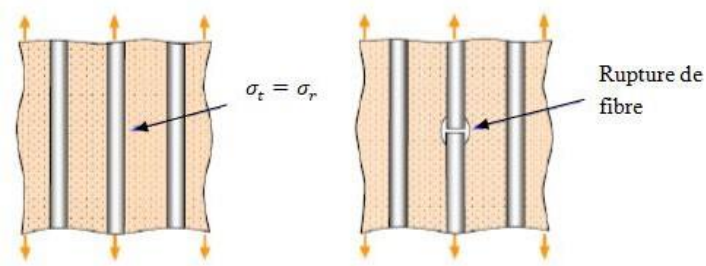


**Figure I.12:** Type de rupture des composites. [10]

#### I.10.1 Rupture de fibre

Ci des cassures de fibres peuvent survenir dans le prolongement des décohésions fibres matrice la rupture des fibres intervient (figure I.13), par définition du renfort, a un stade avancé de l'endommagement de la structure et de manière brutale (comportement fragile).

La rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction  $\sigma_t$  dans une fibre atteint la contrainte à la rupture  $\sigma_r$  de la fibre.

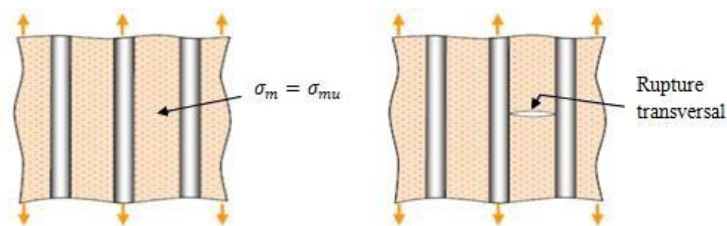


**Figure I.13:** Rupture de fibre. [10]

Elles interviennent essentiellement au sein des plis les moins désorientés par rapport à la direction de la sollicitation pour lesquels les fibres reprennent le plus d'efforts.

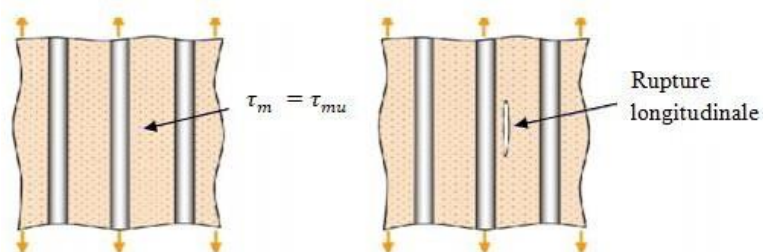
### I.10.2 Rupture matricielle

Ce mécanisme intervient en premier lieu du fait d'une faible déformation à la rupture de la matrice fragile et constitue l'un de leurs mécanismes de dégradation prépondérant (figure I.14).



**Figure I.14:** Rupture transversal de la matrice. [10]

Les fissures matricielles s'initient généralement aux zones de concentration des contraintes telles que les hétérogénéités du matériau (figure I.15).

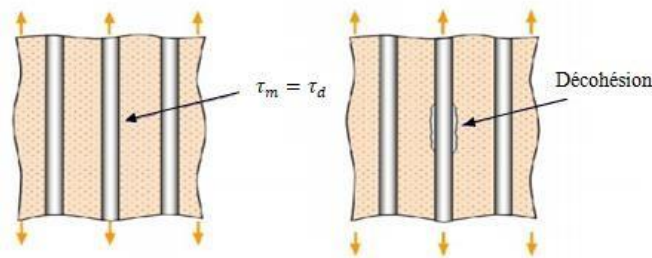


**Figure I.15:** Rupture longitudinale de la matrice. [10]

Elles se propagent ensuite suivant l'orientation du chargement, notamment perpendiculairement à l'axe de traction ou parallèlement à la sollicitation dans le cas d'un cisaillement. On notera que certains auteurs distinguent la fissuration matricielle suivant sa localisation inter et intra torons.

### I.10.3 Décohésion fibre/matrice

Pour les résines plastiques présentant une importante déformation a rupture, l'interface fibre/matrice constitue le point plus faible à l'intérieur des plis (figure I.16). Ces ruptures d'adhérence, généralement induites par des contraintes de cisaillement locales, se propagent le long des fibres jusqu'à former des fissure transverses (traversant l'intégralité d'un pli) dans le cas des stratifiés unidirectionnels ou longitudinales dans le plan des plis dans le cas de composites tissés.

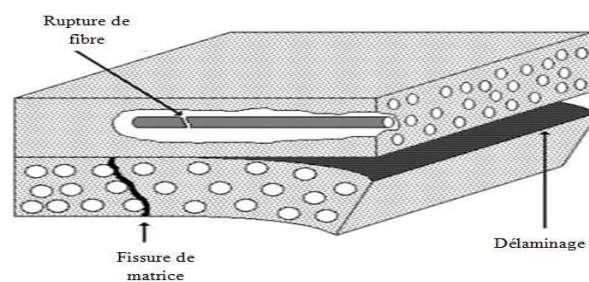


**Figure I.16:** Décohésion fibre/matrice. [10]

### I.10.4 Délaminage

Si les trois mécanismes présentés ci-avant peuvent être considérés comme diffus au sein du pli, le délaminage ou décohésion inter-plis correspondant en revanche à une dégradation d'ordre macroscopique dans la mesure où il est visible à l'œil nu (figure I.17).

Ce décollement s'amorce généralement dans les zones de forts gradients de contrainte comme les bords libres de la structure ou près des défauts macroscopiques pour progresser ensuite en séparant les couches constituent évidemment des facteurs aggravants pour ce phénomène. Notons que dans le cas de structure impacté, le délaminage est fortement couplé avec la fissuration matricielle.



**Figure I.17:** Délaminage d'un stratifiés. [10]

## I.11 Endommagement des composites stratifiés

### I.11.1 Fissurations

Les matériaux composites stratifiés constitués des couches superposées renforcées de fibres unidirectionnelles (figure I.18), de tissus ou de mats peuvent présenter différents type de fissuration (inter laminaire, intra laminaire, ou translaminaire) (figure I.19). Ces termes définissent les plans dans lesquels peuvent se développer les fissures dans les matériaux composites.

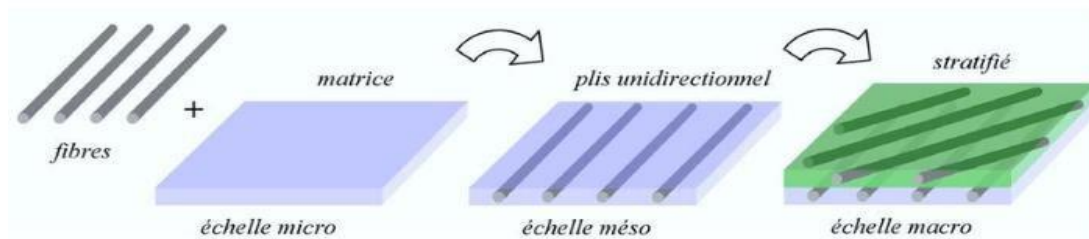


Figure I.18: Structure d'un stratifié. [10]

- **Fissure interlaminaire** : développement de la fissure selon un plan parallèle aux couches de renforts, et entre deux couches. On le rencontre lors d'essai en mode I ou II aussi en flexion entre appuis rapprochés.
- **Fissure intralaminaire** : développement de la fissure selon un plan perpendiculaire ou parallèle aux couches de renforts et à l'intérieure des couches. On le rencontre lors d'essai de cisaillement ou traction transverse sur matériau unidirectionnel.
- **Fissure translaminaire** : développement de la fissure selon un plan perpendiculaire aux couches et aux renforts. Exemple : essai de traction ou compression uniaxial dans le sens des fibres.

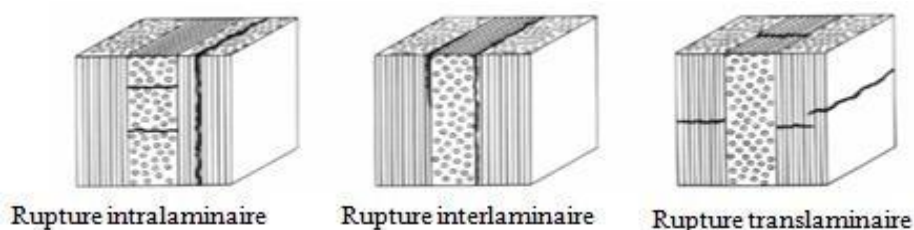


Figure I.19: Type de fissure. [15]

## I.12 Conclusion

Les matériaux composites sont largement utilisés dans des domaines très divers (techniques, économiques et chimiques...), ils remplacent presque tous les matériaux classiques, à cet effet la connaissance de leur comportement mécanique est plus que nécessaire qui dépendent fortement des caractéristiques de la zone inter faciale.

# **CHAPITRE II**

## **Essais mécaniques sur les composites**

## II Introduction

La connaissance des caractéristiques fonctionnelles d'un matériau composite et sa structure permettent de comprendre, voire de prédire son comportement en service. Afin de caractériser son comportement dans des conditions bien précises, nous avons recours à un certain nombre d'essais. Les essais mécaniques traditionnels en traction, flexion, cisaillement ou compression sont plus souvent utilisés pour qualifier succinctement l'interface fibre/matrice de « faible » ou « forte », « bonne » ou « mauvaise ». En effet, le niveau d'adhésion fibre/ matrice influe dans une certaine mesure sur les lois de comportement des composites.

### II.1 Techniques de mesure

L'effet de l'interface dans un composite a fait l'objet d'un grand nombre de travaux. Diverses méthodes d'évaluation des propriétés mécaniques de l'interface ont été mises en œuvre et nous pouvons les classer en deux catégories [10] :

#### ➤ Méthodes indirectes

Elles consistent à solliciter un composite dans son ensemble et l'utilisation d'un modèle micromécanique est nécessaire pour déduire les caractéristiques de l'interface. Ces méthodes impliquent par exemple :

- la mesure de la distance entre microfissures ;
- la mesure de l'ouverture des fissures à la charge et décharge ;
- la mesure de la longueur de déchaussement ;
- l'analyse des cycles de charge/décharge.

#### ➤ Méthodes directes

Elles consistent à solliciter une fibre unitaire dans son environnement composite ou dans un système supposé reproduire ses caractéristiques (composite modèle). L'exploitation des résultats est supposée conduire de manière directe au comportement de l'interface. Selon la méthode de sollicitation, on distingue :

- Le test déchaussement " Pull-out" (traction sur une seule fibre afin de l'extraire de sa gaine matricielle) ;
- les tests d'indentation : l'indentation classique et le "push-out" et le "push-back" (Enfoncement d'une fibre afin de la faire glisser dans la matrice) ;
- Le test de fragmentation sur un composite mono filamentaire (le composite modèle est sollicité en traction) ;
- Le test "slice" (compression d'un composite modèle entre deux plaques : inférieur rigide et supérieur ductile).

Les tests micromécaniques les plus pratiques pour étudier l'interface fibre/matrice dans les composites sont le test d'extraction " Pull-out" et les tests d'indentation. Nous décrirons par la suite ces méthodes en détail.

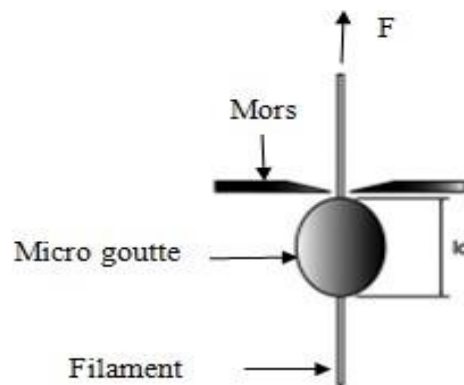
## II.2 Essais sur éprouvettes modèles

La nécessité de développer et de valider des modèles de comportement des interfaces fibre/matrice, exige des mesures précises des propriétés de ces interfaces. Cependant, le degré de cette précision dépend fortement du type d'informations que l'on peut extraire à partir des moyens de caractérisation dont on dispose. A mesure que ces moyens sont plus directs et simples dans le principe, plus grandes seront les chances d'obtenir des résultats fiables de la réponse de l'interface à tel ou tel type de sollicitation mécanique. Plusieurs types d'essais s'imposent. Plusieurs techniques ont été développées pour la mesure directe du déplacement de la fibre en fonction de l'effort appliqué. La plupart de ces techniques utilisent des éprouvettes mon-filamentaires. [10]

### II.2.1 Essai de déchaussement (pull-out)

Il existe différents essais micromécaniques (fragmentation, pull-out, déchaussement de microgoutte...) pour évaluer la résistance au cisaillement de l'interface fibre/matrice.

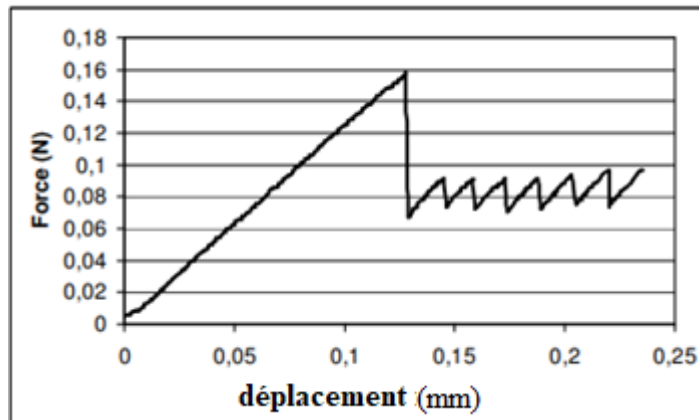
Un des essais les plus utilisé est le déchaussement. Cette manipulation consiste à déposer une goutte de résine autour d'une fibre puis à positionner le tout au niveau d'un mors mobile sur une machine de traction (figure II.1). Enfin la fibre est soumise à un effort de traction jusque au déchaussement de la goutte de résine pour caractériser l'évolution de l'interface [16], cette approche basé sur un critère de contrainte pour une configuration géométrique se rapprochant au mieux de la configuration réelle du test.



**Figure II.1** : Schéma représentatif d'un essai de déchaussement.

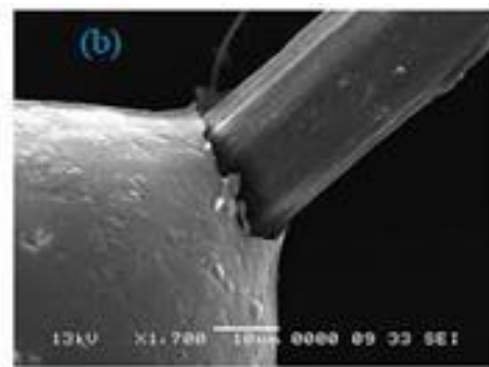
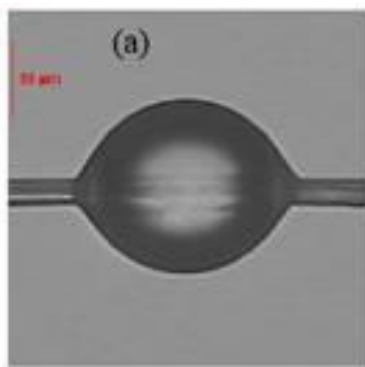
Cet essai présente l'avantage de permettre le contrôle de la longueur de goutte enchâssée et d'étudier le mouillage (angle de contact). Une machine de traction (MTS Synergie) équipé d'un capteur 2N est utilisée. Le support papier est découpé puis la fibre est fixée au mors supérieur. Ensuite la fibre est sollicitée en traction à 0.1 mm/min alors que la goutte est

bloquée par deux couteaux contrôlés par des vis micrométriques. Des contraintes de cisaillement sont ainsi générées à l'interface fibre/matrice. La force et le déplacement sont enregistrés, et permettent d'identifier la force nécessaire au déchaussement de la goutte ainsi que les forces de friction. Lors de l'essai, sont enregistrés la force ainsi que le déplacement de la traverse (Figure II.2).



**Figure II.2 :** Courbe de déchaussement Force sur déplacement. [10]

On observe un comportement linéaire jusqu'à la force maximale. L'énergie stockée est libérée ensuite par fissuration rapide de l'interface. Ensuite la microgoutte glisse (figure II.3b) le long de la fibre avec une force de friction oscillant autour d'une valeur presque constante.



**Figure II.3:** Exemple de microgoutte de résine déposée sur une fibre de lin :

(a) avant déchaussement, (b) après déchaussement. [10]

**Remarque**

L'analyse des résultats fait appel à différentes équations de micro mécanique. Le modèle le plus connu est la celui de la contrainte apparente de cisaillement  $\tau_{app}$  basée sur l'hypothèse d'une répartition uniforme des contraintes interfaciales développé par [17] déterminé selon (l'équation II.1):

$$\tau_{app} = \frac{F_{max}}{2\pi r_f l_e} \tag{II.1}$$

Ou :  $r_f$  rayon de fibre

$l_e$  Longueur enchâssée de la fibre

$F_{max}$  Force maximal

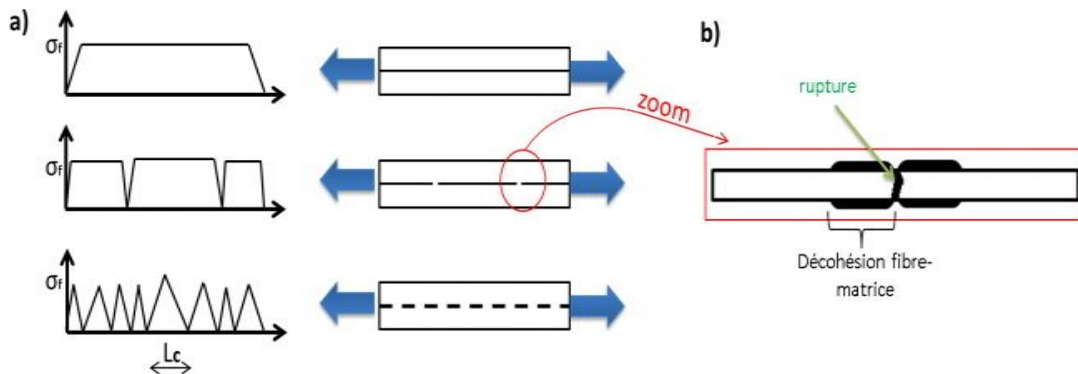
L'avantage de cette formule est sa simplicité qui permet d'obtenir rapidement des résultats plausibles proches de ceux obtenus par des analyses plus raffinées.

**II.2.2 Essai de fragmentation**

Conformément à la méthode développée par Kelly et Tyson, l'essai est réalisé sur une éprouvette en forme haltère dans laquelle est encapsulée une fibre unique. Pour évaluer la résistance interfaciale « IFSS », on applique à l'échantillon un chargement de traction uniforme. La fibre subit une succession de ruptures à chaque fois que sa résistance en traction est atteinte. Le processus se poursuit jusqu'à ce que les fragments de fibres atteignent une longueur critique  $l_c$  (Figure II.4 : a).

Cette saturation intervient lorsque la sollicitation en traction ne peut plus générer un transfert de chargement en cisaillement suffisant pour rompre la fibre et la déchausser de la matrice (Figure II.4 : b).

L'évaluation de la résistance inter-faciale « IFSS » est obtenu partir des mesures la contrainte maximale et de  $l_c$ .



**Figure II.4 :** a) Processus schématisé du test de fragmentation. b) Rupture par décohésion interfaciale induite par fragmentation. [10]

Ce test est efficace pour la détermination de la résistance de cisaillement de l'interface fibre/matrice surtout quand celle-ci est forte, et la relation donnée par l'équation (II.2).

$$\tau_i = \frac{\sigma_{fr}(l_c)d}{l_c} \quad \text{II.2}$$

La mesure de résistance inter faciale peut alors être faussée. De plus, cet essai est plus adapté pour les composites à matrice fortement déformable, excluant ainsi une grande majorité des systèmes à résine thermo dure.

Le calcul de cette résistance nécessite la détermination de deux termes  $\sigma_{fr}(l_c)$  et  $\frac{d}{l_c}$  aux quels il est possible d'accéder de différentes manières.

La contrainte à la rupture d'une fibre  $\sigma_{fr}(l_c)$  peut être :

- Mesuré directement en utilisant une fibre de longueur  $l_c$  qui est très délicate ;
- Déterminé par extrapolation à  $l=l_c$  des mesures obtenues pour différentes longueurs ;
- Approximée à partir de la distribution de résistance pour une longueur  $l$  donnée en appliquant la loi statique de Weibull.

Le facteur de forme  $\frac{d}{l_c}$  (diamètre/longueur critique de fibre) peut être :

- Déterminé à partir de la distribution des longueurs en utilisant une loi de Weibull
- Calculé approximativement en utilisant (équation II.3)

$$l_c = \frac{4}{3} \frac{L}{(N+1)} \quad \text{II.3}$$

Avec : L longueurs de l'éprouvette,

N nombre de rupture de la fibre.

On peut obtenir N et L par :

- Par émission acoustique (une rupture = un événement acoustique d'où N) ;
- Par microscopie à transmission en lumière polarisée (observation à travers une matrice transparente d'où N et L)

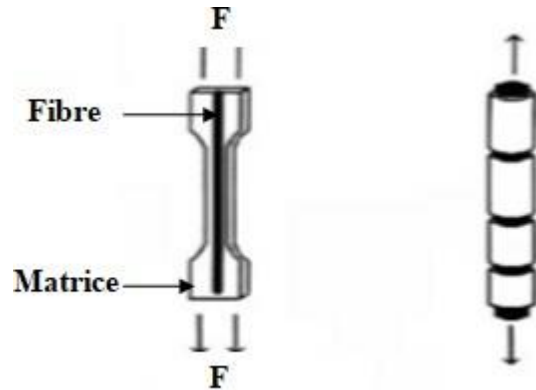


Figure II.5 : Essai de fragmentation. [10]

La longueur de fragment critique a été discutée en détail dans. Considérons une seule fibre intégrée dans un matériau matriciel (figure II.5), lorsque l'éprouvette est ensuite soumise à la tension axiale. Si le système est allongé, la contrainte est transférable à la fibre en une fois la distance  $x$  de l'extrémité de la fibre est donnée par:

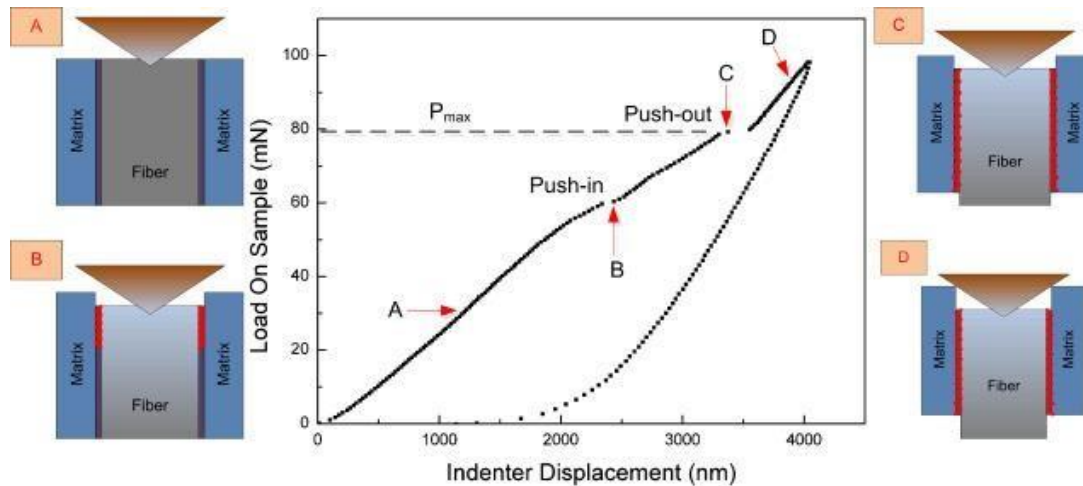
$$\sigma_x = \frac{4\tau}{d} X \quad \text{II.4}$$

Lorsque l'échantillon est encore allongé, la contrainte de traction de la fibre  $\sigma_x$ , augmente jusqu'à ce qu'il atteigne la résistance ultime de la fibre  $\sigma_f$ . Si la valeur de  $x$  à ce particulier point est conçue en tant que  $x_0$ , les relations suivantes résultent :

$$\sigma_f = \frac{4\tau}{d} X_0 \quad \text{II.5}$$

### II.2.3 Essai d'indentation

L'essai d'indentation instrumenté est un essai micromécanique permettant de sonder les propriétés mécaniques de l'interface fibre/matrice, le coefficient de frottement et la contrainte radiale résiduel, d'après J.Ye, A.K.KAW [18]. Sa mise en œuvre est généralement simple, rapide et souvent non destructive. L'essai trouve naturellement une place de choix dans l'étude multi échelle de la mécanique des matériaux. Les phénomènes mis en jeu lors d'un tel essai sont cependant complexes et nécessitent une certaine connaissance préalable des matériaux étudié. Les recherches liées à l'indentation relèvent ainsi beaucoup de la compréhension des mécanismes internes au matériau et de leur contribution lors d'un essai. La modélisation analytique et numérique de l'essai est alors des outils incontournables pour la compréhension de l'indentation.



**Figure II.6:** Schéma de l'essai d'indentation. [10]

Cette méthode est actuellement dotée d'un processus de prise de mesure et d'acquisition de donnée totalement automatisé. elle nécessite le polissage d'échantillons de composite présentant des fibres perpendiculaire a la surface, et consiste à enfoncez, à l'aide d'un indenteur sur l'extrémité d'une fibre jusqu'a décohésion de la fibre de sa gain de matrice (figure II.6) , pour pouvoir accéder a une caractéristique de l'interface fibre /matrice .l'accostage finale de l'indenteur dans la matrice environnante constituant un critère d'arrêt de l'essai.

Ce teste est le plus proche de la réalité par ce que nous utilisons un produit finis qui intègre les paramètres de fabrication de matériaux.

### II.2.3.1 L'indenteur

Le choix de l'indenteur est la première étape d'un tel essai. Celui-ci conditionne la mécanique de l'essai et par conséquent les grandeurs exploitables ainsi que les diverses méthodes et modèles adaptes pour les déterminer. Ce choix est double : celui du matériau constitutif de l'indenteur et celui de sa forme. [10]

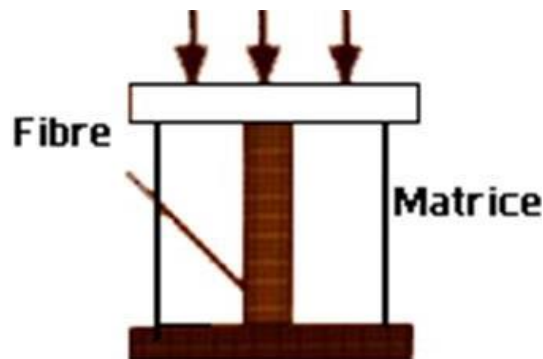
### II.2.3.2 Géométrie de l'indenteur

La géométrie de l'indenteur conditionne la forme du contact. Deux grandes familles d'indenteurs sont présentes :

- Les indenteurs auto similaires dont la forme est un cône au sens large ;
- La seconde famille comprend tous les autres indenteurs dont la forme ne peut être assimilée à un cône. [10]

### II.2.4 Test slice (compression)

La méthode de compression enfin, a été développée par MOONEY & Mc GARRY [19] puis BROUTMAN [20]. Cette méthode consiste à solliciter en compression des éprouvettes parallélépipédiques ou en forme d'haltères afin de déterminer la contrainte de compression pour laquelle un début de décohésion est détecté. Ce test sollicite à la fois les fibres et la matrice et interpose entre la surface du composite et les éléments de la machine de compression, une plaque métallique généralement en aluminium. La géométrie de l'échantillon ou la différence de coefficients de Poissons entre fibre et matrice et leurs rigidités, engendrent des contraintes de cisaillement ou de traction à l'interface. La décohésion aux interfaces est détectée soit au niveau de l'étranglement soit au niveau des extrémités de la fibre et se propage sur une longueur critique  $L_c$  à vitesse constante qui croît ensuite brusquement et s'amorce pendant le chargement. Si les fibres sont plus rigides que la matrice, la déformation de cette dernière est plus grande pendant le déplacement imposé de la traverse. Les fibres débordent de la matrice et laissent des empreintes sur la plaque métallique supposée parfaitement plastique [21]. La profondeur de ces empreintes correspond au déplacement maximal des fibres pendant le chargement du composite, leur déplacement résiduel est mesuré directement sur le composite. La détection de la décohésion est assurée optiquement au moyen d'une lampe (dans le cas des résines transparentes) ou par émission acoustique. Cette technique est actuellement pratiquement abandonnée en raison notamment des difficultés liées à la fabrication des éprouvettes et à l'application des critères d'endommagement en raison des effets de concentration de contraintes difficilement contrôlables, et ce, en dépit de l'aide apportée par l'émission acoustique en matière de détection des décohésions. La mesure indirecte du déplacement des fibres rend ces essais difficiles à interpréter.



**Figure II.7:** Principe de test slice (compression). [10]

Il est important de noter que dans toutes les méthodes faisant appel à des composites modèles mono filamentaires (compression, pull-out, fragmentation), la fibre se trouve dans un état de contrainte totalement irréaliste, par rapport à celui régnant in situ dans un composite réel. Cet inconvénient majeur est évité dans le cas de la micro indentation.

### II.3 Essais sur produits finis

#### II.3.1 Essai statique

Les essais statiques sont des essais effectués sur des éprouvettes normalisées de matière. Il s'agit d'appliquer une contrainte constante jusqu'à ce qu'il y ait rupture de l'éprouvette. Ils permettent de mesurer la résistance mécanique d'un matériau, d'étudier son comportement à l'aide de différents indicateurs comme l'allongement, le module de Young, etc... .

##### II.3.1.1 Traction longitudinale

La traction est parmi les essais les plus utilisés afin de déterminer les propriétés mécaniques de matériaux (la limite élastique  $\sigma_e$ , la contrainte à la rupture  $\sigma_r$ , le module de Young  $E$ , la contrainte maximale de traction  $\sigma_{tr}$ ). Il consiste de mettre un modèle en traction jusqu'à la rupture comme indiqué dans la (figure II.8).

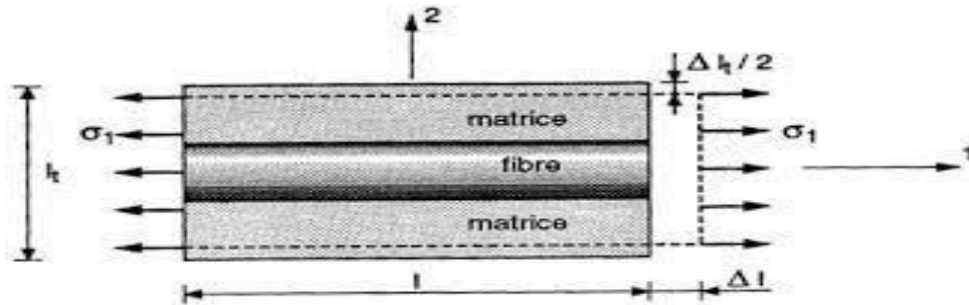


Figure II.8 : Traction longitudinale. [10]

La contrainte  $\sigma_1$  est la charge appliquée  $F_1$  sur la section droite  $S_1$  de matériaux. La contrainte normale :

$$\sigma_1 = \frac{F_1}{S_1} \quad \text{II.6}$$

La déformation :

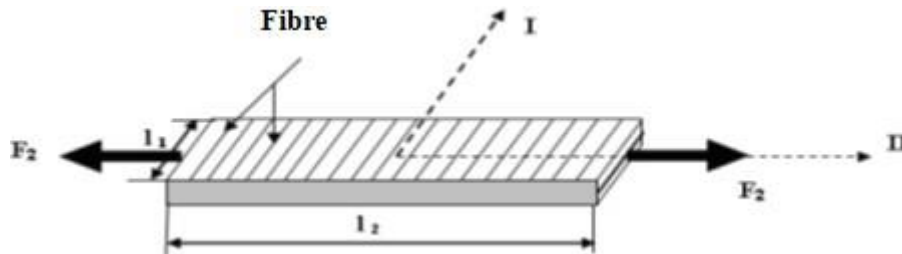
$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad \text{II.7}$$

Le module longitudinal :

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad \text{II.8}$$

**II.3.1.2 Traction transversale**

Toutes les fibres sont à 90°. L'effort F est appliqué suivant le sens de trame (direction transverse aux fibres) (figure II.9).



**Figure II.9** : Traction transversale. [10]

La contrainte normale est :

$$\sigma = \frac{f}{s} \tag{II.9}$$

Avec :

**S** : Section droite du matériau sur laquelle s'exerce la charge.

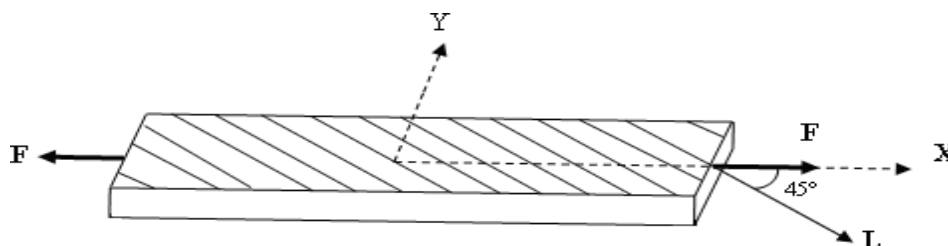
Le module de Yong et le coefficient de Poisson sont :

$$E = \frac{\delta}{\epsilon} \tag{II.10}$$

$$\nu = \frac{\epsilon_1}{\epsilon_2} \tag{II.11}$$

**II.3.1.3 Traction hors axes (essai de traction à 45°)**

L'essai de traction hors axes usuellement utilise pour mesurer le module de cisaillement, est un essai effectuée à 45° de la direction des fibres. La charge F est exercée suivant la direction x sur la section du matériau (figure II.10).



**Figure II.10** : Traction hors axes. [10]

L'effort  $F$  est appliqué à un angle de  $45^\circ$  par rapport aux fibres (les fibres sont inclinées de  $(45^\circ)$ , cet essai est utilisé pour mesurer le module de cisaillement  $45^\circ$ .

La contrainte normale  $\sigma_{xx}$  est donnée par :

$$\sigma_{xx} = \frac{F}{S} \quad \text{II.12}$$

$$E_{45} = E_{XX} = \frac{\sigma_{xx}}{\epsilon_{xx}} \quad \text{II.13}$$

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{1}{E_{45}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\nu}{E_L} \quad \text{II.14}$$

### Remarque

Il est nécessaire de bien veiller à ce que, lors d'un essai de traction longitudinale, la direction de la charge appliquée coïncide réellement avec la direction des fibres. Un désalignement, même faible, peut entraîner, dans le cas d'un composite unidirectionnel, des valeurs mesurées nettement plus faibles que les valeurs réelles du module d'Young longitudinal. Ce problème n'est pas aussi critique dans le cas d'un essai de traction transversale.

#### II.3.1.4 Essai de compression

Un essai de compression mesure la résistance à la compression d'un matériau sur une machine d'essais mécaniques suivant un protocole normalisé. Les essais de compression se font souvent sur le même appareil que l'essai de traction mais en appliquant la charge en compression au lieu de l'appliquer en traction (figure II.11).

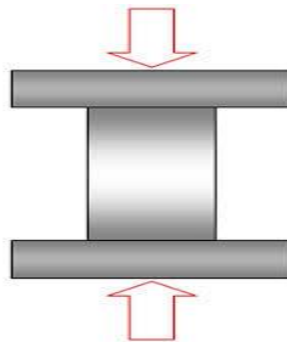


Figure II.11 : Essai de compression. [22]

Cet essai détermine la contrainte à la rupture en compression qui est définie par la formule (II.15) :

$$\sigma_r = \frac{F}{l \cdot h} \quad \text{II.15}$$

Avec :

- F charges à la rupture ;
- l Longueur de l'éprouvette ;
- h épaisseur de l'éprouvette.

ROSEN, est le premier à avoir associé la contrainte à la rupture en compression du composite aux propriétés élastiques de la résine, il met en jeu deux mécanismes d'endommagements par micro flambage des fibres de renforcement.

- a) mode en extension, taux de fibres faible ;
- b) mode en cisaillement, taux de fibres élevé.

### II.3.1.5 Essai de flexion

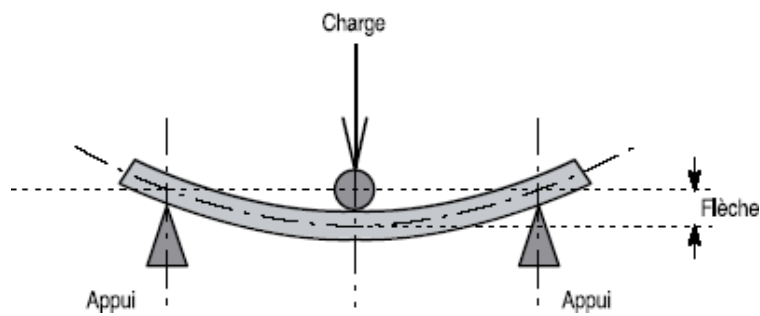
L'essai de flexion d'une poutre est un essai mécanique utilisé pour tester la résistance en flexion. Il y a plusieurs types, on cite : l'essai de flexion trois points, l'essai de flexion quatre points, l'essai de flexion par flambement...

Cet essai est très souvent pratiqué pour mesurer des caractéristiques telles que le module d'Young et la résistance en flexion, la flèche maximale... Il nécessite des charges plus faibles que la traction et les mesures de flèches posent moins de problèmes que les mesures d'allongement. Deux configurations peuvent être retenues pour les essais : la flexion trois points et la flexion quatre points, ce dernier cas permettant de bénéficier d'une zone centrale dans laquelle le «moment de flexion» est uniforme. [23]

### II.3.1.6 Essai de flexion trois point

La flexion provoque une distribution de contraintes présentant à la fois un gradient et une répartition de contraintes de traction et de compression de part et d'autre de la fibre neutre. L'essai de flexion détermine l'aptitude à la déformation d'un matériau sur deux appuis avec une application de l'effort à mi-distance.

On impose à une éprouvette normalisée une déformation, ou flèche, à vitesse de déformation constante, et on mesure la force qu'oppose l'éprouvette à cette déformation.



**Figure II.12 :** Flexion trois points. [10]

Cet essai permet de connaître :

- Le comportement mécanique du matériau ;
- Les propriétés du matériau ;
- Les valeurs des caractéristiques du matériau.
- La variation de la contrainte normale  $\sigma_f$  est donnée par la relation :

La variation de la contrainte normale  $\sigma_f$  est donnée par la relation :

$$\sigma_f = \pm \frac{3FL}{2bh^3} \quad \text{II.16}$$

Et la contrainte de cisaillement inter laminaire  $\tau$  est donnée par la relation :

$$\tau = \frac{3F}{4bh} \quad \text{II.17}$$

Pour la raison de symétrie, les réactions aux appuis sont :

$$R_A = R_B = \frac{F}{2} \quad \text{II.18}$$

La flèche est maximale au centre de la poutre, c'est-à-dire pour la valeur  $x = L/2$  :

$$f_{max} = \frac{F.L^3}{48.E.I} \quad \text{II.19}$$

L'expression de la déformation :

$$\epsilon_{max} = \frac{6f.h}{L^2} \quad \text{II.20}$$

### II.3.1.7 Essai de flexion quatre points

L'essai de flexion a quatre points consiste à exercer entre les appuis deux points d'applications de la charge, distants de  $L$ , ou l'effort tranchant est nul dans la zone des contraintes maximales.

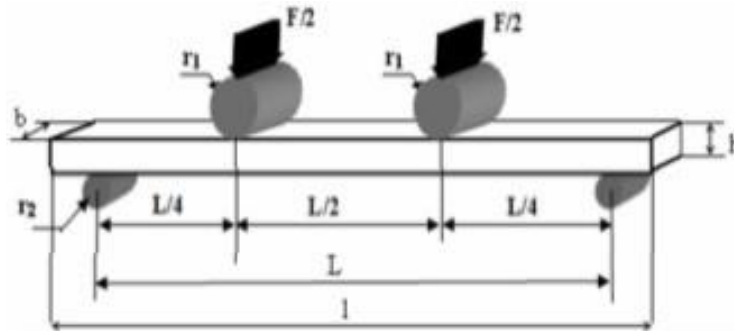


Figure II.13: Essai de flexion quatre points. [10]

La contrainte de flexion s'exprime :

$$\sigma_{fl} = \frac{3FL}{4bh^2} \quad \text{II.21}$$

Le module de flexion :

$$E_{fl} = \frac{11L^3F}{64bh^3f} \quad \text{II.22}$$

### II.3.1.8 Essai de flexion par flambement

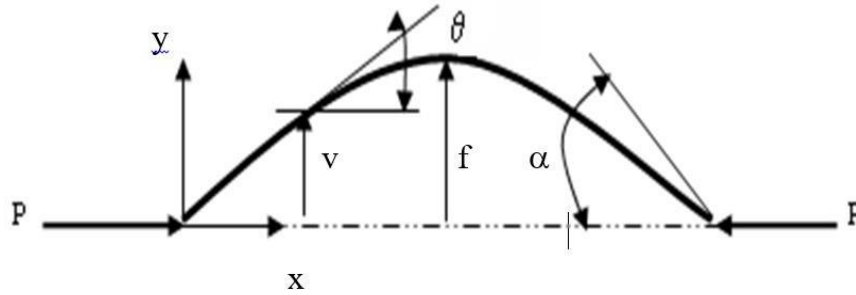
Lorsqu'on exerce un effort de compression sur une poutre bi-articulée à fort élancement, la ruine de la structure ne se produit pas par rupture en compression comme le prédit la résistance des matériaux, mais par un phénomène de courbure de grande amplitude appelée flambement (figure II.14).

$$P_c = \frac{E.I.\pi^2}{L^2} \quad \text{II.23}$$

$E$  : module de Young dans la direction X ;

$I$  : moment d'inertie par rapport à l'axe Z ;

$L$  : longueur initiale de la poutre.



**Figure II.14 :** Configuration de flambement.

Dans cette configuration, la force appliquée crée, au centre de la poutre, un moment fléchissant d'autant plus important que la courbure est grande. On est en présence d'un phénomène d'instabilité. Le seuil est caractérisé par la charge critique d'Euler.

### II.3.1.9 Essai de cisaillement

Les essais de cisaillement utilisés pour l'étude des matériaux composites permettent de connaître le comportement au cisaillement (contrainte et module de cisaillement) soit selon une sollicitation dans le plan des couches (cisaillement interlaminaire), soit selon une sollicitation perpendiculaire aux couches. [24]

Ces essais sont très souvent difficiles à mettre en œuvre, portant sont très importants pour l'étude d'un matériau composite. Plusieurs méthodes d'essais existent et chacune présente quelques inconvénients.

### II.3.2 Essai dynamique

#### II.3.2.1 Essais Charpy / Izod

Dans ce type d'essai, l'éprouvette entaillée est encadrée à une extrémité tandis que l'extrémité libre est sollicitée en flexion par un pendule. L'essai Charpy est utilisé à partir des normes établies sur des matériaux métalliques, notamment pour dimensionner les éprouvettes. Il permet de générer des impacts de très faible énergie (inférieure à 10 J). L'énergie absorbée par l'éprouvette lors du choc est fournie par la masse du pendule mis en mouvement. Il en résulte que la vitesse du pendule n'est pas rigoureusement constante pendant la durée de l'essai. Il consiste, souvent, à rompre par l'intermédiaire d'un percuteur en mouvement pendulaire, une éprouvette à section rectangulaire entaillée, sollicitée en flexion trois points. L'impact se produit au centre de la face opposée à la fissure. L'énergie potentielle perdue par ce marteau est considérée comme l'énergie nécessaire à la rupture de l'éprouvette.

Les autres essais se distinguent essentiellement par le mode de sollicitation et de fixation de l'éprouvette.

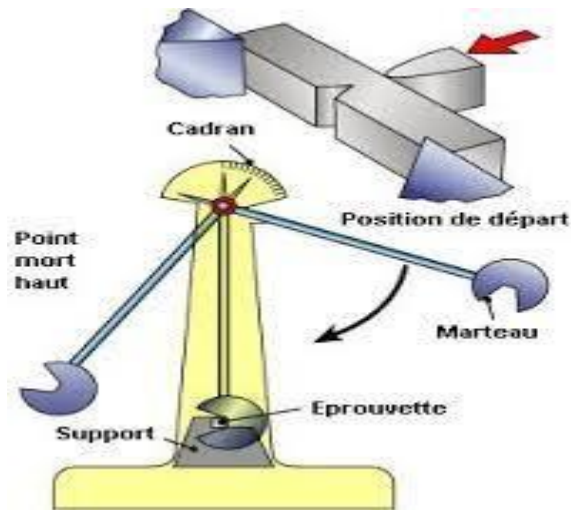


Figure II.15 : Essai de Charpy. [10]

L'essai consiste à rompre d'un seul coup de mouton pendule, une éprouvette entaillée en son milieu et reposant sur deux appuis. On détermine l'énergie  $E_R$  absorbée dont on déduit la résilience. La résilience est l'énergie exprimée en joules par  $cm^2$  nécessaire pour produire la rupture de l'éprouvette.

$$\text{Résilience (K)} = \frac{U}{S} = \frac{\text{Joule}}{\text{cm}^2} \quad \text{II.24}$$

Avec : U : énergie absorbée par la rupture ;  
S : section au droit de l'entaille.

### II.3.2.2 Fatigue et endurance

La notion de fatigue ou d'endommagement en fatigue désigne la modification du comportement d'un matériau, suite à l'application répétée d'une sollicitation mécanique cyclique ; conduisant à une rupture prématurée de la pièce pour des amplitudes souvent bien inférieures aux caractéristiques observées en monotone [10]. L'endurance est la capacité du matériau à résister au phénomène de fatigue. Les paramètres caractéristiques d'un cycle de fatigue à déformation ( $\epsilon$ ) ou contrainte ( $\sigma$ ) sinusoïdale imposée sont :

- l'amplitude maximale de la contrainte (déformation) atteinte au cours d'un cycle, notée  $\sigma_a$ , ( $\epsilon_a$ ) la valeur moyenne de la contrainte (déformation)  $\sigma_m$ , ( $\epsilon_m$ ) ;
- le rapport des contraintes maximale et minimale, et le paramètre R.

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad \text{II.25}$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad \text{II.26}$$

$$R = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{min}} \quad \text{II.27}$$

Ces paramètres sont aussi valables en déformation imposée en remplaçant le terme  $\sigma$  par  $\varepsilon$  ; un cycle sinusoïdal de fatigue est alors entièrement décrit par les trois paramètres  $\sigma_{max}$  ( $\varepsilon_{max}$ ), R et f (fréquences de l'essai) [Béatrice LARGE-TOUMI].

On est parfois conduit à distinguer la composante alternative de la composante statique; Ainsi, selon les valeurs relatives de ces composantes, et les valeurs de rapport R on distingue plusieurs types d'essais sous sollicitations :

- alternée symétrique :	$\sigma_m = 0$	$R = -1$
- alternée dissymétrique :	$0 < \sigma_m < \sigma_a$	$-1 < R < 0$
- répétée :	$\sigma_m = \sigma_a$	$R = 0$
- ondulée :	$\sigma_m > \sigma_a$	$0 < R < 1$

### Remarque

Pour  $R=1$ , on n'est plus dans la fatigue dynamique mais dans la fatigue statique (fluage, relaxation). Pour des conditions d'essai données (et en particulier pour un niveau  $\varepsilon_{max}$ , ou  $\sigma_{max}$  de sollicitations), on définit la durée de vie du matériau comme le nombre de cycles que le matériau peu supporter avant de rompre. La nature hétérogène des matériaux composites et les différents paramètres microstructuraux ont une grande influence sur le comportement à la rupture du composite. L'endommagement de ces matériaux est un phénomène complexe qui se manifeste selon différents mécanismes ; La rupture des fibres, la rupture de la matrice et la décohésion de l'interface. L'accumulation de ces mécanismes qui coexistent généralement conduisent à la rupture finale du composite.

### II.4 Conclusion

Les méthodes de caractérisation mécaniques des interfaces et de leur capacité à transférer une charge sont donc nombreuses et encore en cour de développement pour certains d'entre elles.

Afin de mieux définir son rôle et performance on réalisera des essais mécaniques destinés, non seulement à mesurer les propriétés mécaniques, mais aussi à déterminer les caractéristiques locales des interfaces.

# **CHAPITRE III**

## **Partie numérique**

### III Introduction

Il faut savoir que les logiciels de conception et de calcul assistés par ordinateur sont très nombreux. Les plus utilisés sont Catia, ABAQUS et SolidWorks.

ABAQUS est un code de calcul par la méthode des éléments finis créé en 1978. Il est avant tout un logiciel de simulation de problèmes très variés en mécanique. Simuler la réponse physique des structures soumises à des chargements, des températures, des impacts ou autres conditions extérieures, Il est connu et répandu, en particulier pour ses traitements performants de problèmes non-linéaires.

Nous effectuerons dans un premier temps une recherche bibliographique sur le logiciel de simulation par élément fini. Dans un second temps nous avons fait une étude numérique pour valider une partie expérimentale. Dans un troisième temps nous avons fait une étude d'influence de l'orientation des fibres et le nombre des plis. Cette simulation sera effectuée à l'aide du logiciel de simulation par élément fini ABAQUS.

#### III.1 Généralité sur le code de calcul ABAQUS

Dans cette partions a fait une recherche bibliographique sur le logiciel de simulation par élément finis.

##### III.1.1 Définition du ABAQUS

ABAQUS est un progiciel de calcul en éléments finis. Il se compose de trois produits : ABAQUS/Standard, ABAQUS/Explicit et ABAQUS/CAE.

###### ➤ ABAQUS/Standard

ABAQUS Est un solveur généraliste qui recourt à un schéma traditionnel d'intégration implicite [2].

- Résolution basée sur l'algorithme de Newton-Raphson et la méthode de Riks.
- Problèmes linéaires et non linéaires Géométrie 1D, 2D, 3D et Axisymétrique.
- Nombreuses procédures d'analyse dans le domaine temporel et fréquentiel.

###### ➤ ABAQUS/Explicit

ABAQUS/ Explicite Un schéma d'intégration explicite pour résoudre des problèmes dynamique ou quasi-statiques non-linéaires.

- Analyse non linéaire (discrétisation spatiale et temporelle).
- Problème transitoire et dynamique des structures.
- Résolution basée sur la méthode explicite d'intégration en temps.

➤ ABAQUS/CAE

ABAQUS /CAE Constitue une interface intégrée de visualisation et de modélisation pour les dits solveurs. Chacun de ces produits est complété par des modules additionnels et optionnels, spécifiques à certaines applications.

III.1.2 Unités

Les calculs ont été réalisés avec ABAQUS. Ce logiciel ne travaillant pas avec des unités, nous devons les choisir en données d'entrées afin qu'elles soient homogènes.

Tableau III.1 : Unités cohérentes.

Quantité	SI	SI (mm)	US Unité (ft)	US Unité (inch)
Longueur	M	Mm	ft	In
Force	N	N	lbf	Lbf
Masse	Kg	Tonnes( $10^3$ kg)	slug	lbf ( $s^2/in$ )
Temps	S	S	s	S
Contrainte	Pa	MPa	lbf/ft <sup>2</sup>	Psi(lbf/in <sup>2</sup> )
Energie	J	mJ( $10^{-3}$ J)	ftlbf	in lbf
Densité	Kg/m <sup>3</sup>	Tonnes/mm <sup>3</sup>	Slug/ft <sup>3</sup>	Lbf

III.1.3 Organisation de l'interface ABAQUS/CAE

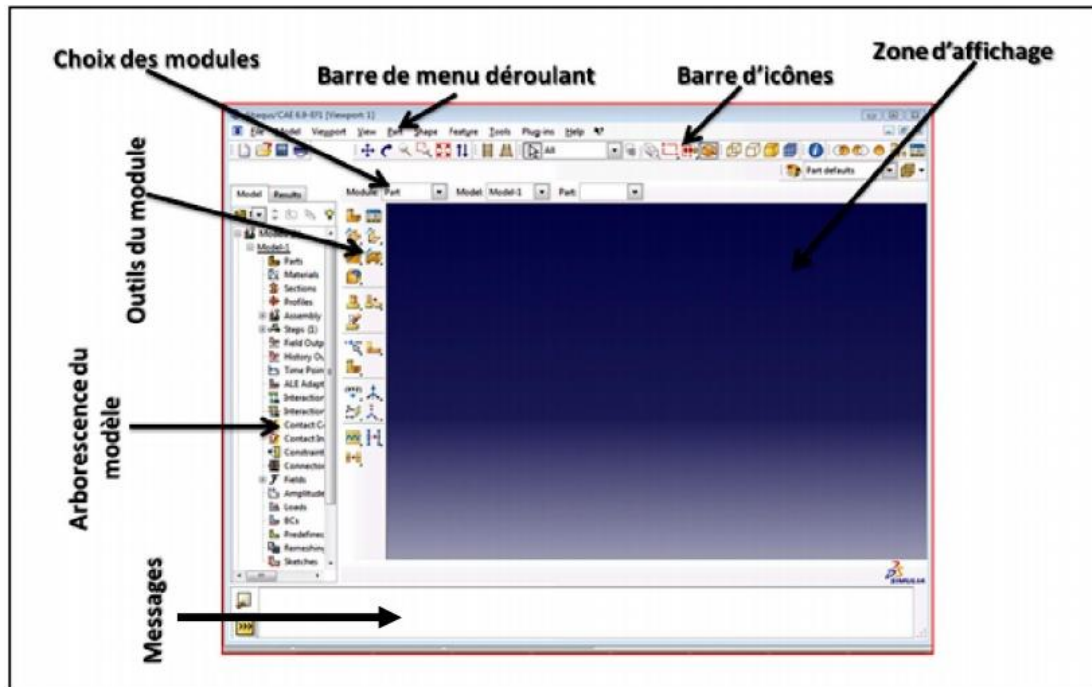
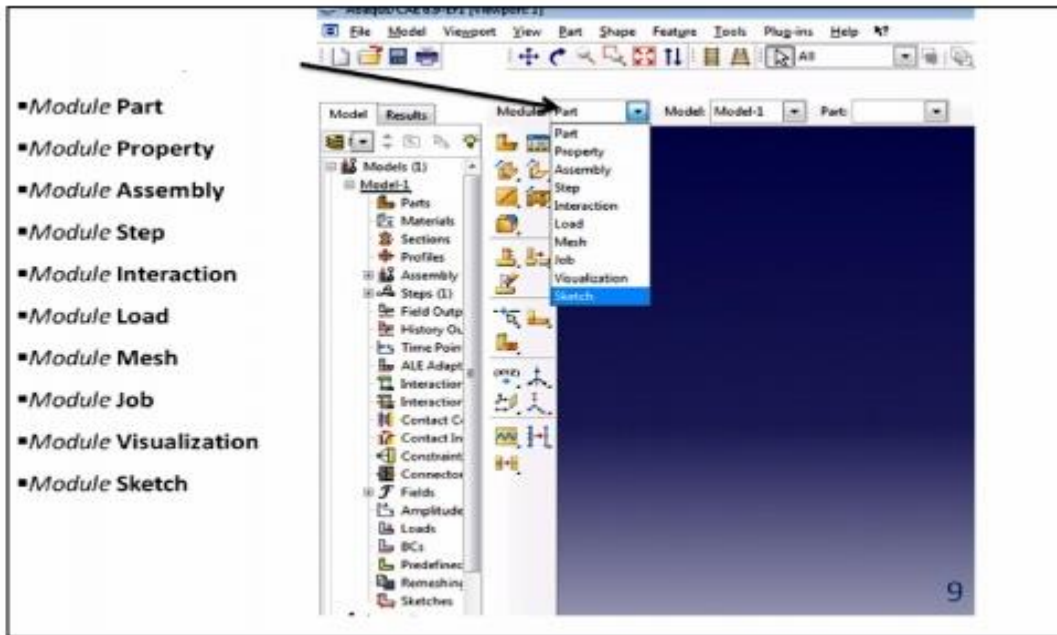


Figure III.1: Organisation d'ABAQUS.

Il est important de savoir que le module CAE figure III.1 que vous allez utiliser pour créer votre jeu de données est relativement récent (quelques années) et qu'il est plutôt destiné à la

mise en données de problèmes relativement classiques. Donc pas toutes les commandes utilisables dans Abaqus et fait souvent le choix de paramètres par défaut.



**Figure III.2 :** Réalisation de la mise en données d'un problème.

### III.1.4 Modules

ABAQUS/CAE est divisé en unités fonctionnelles appelées modules. Chaque module contient les outils qui sont propres à une partie de la tâche de modélisation.

La réalisation complète d'un jeu de données s'effectue après un passage successif dans les modules, figure III.2.

#### III.1.4.1 Module " PART "

Le module Part permet de créer tous les objets géométriques nécessaires à notre problème, soit en les dessinant dans ABAQUS CAE, soit en les important d'un logiciel de dessin tiers.

#### III.1.4.2 Module "PROPERTY "

Le module Property permet, comme son nom l'indique, de définir toutes les propriétés d'un objet géométrique ou d'une partie de ces objets.

#### III.1.4.3 Module "ASSEMBLY "

Ce module permet d'assembler les différents objets géométriques créés dans un même repère de coordonnées global.

Un modèle ABAQUS contient un seul assemblage.

**III.1.4.4 Module "STEP "**

Ce module permet de définir toutes les étapes et les requêtes pour le post traitement, c'est à dire le moment (temps) à partir duquel une force est appliquée et jusqu'à quand, il est aussi possible de créer des forces ou des conditions limites qui s'activent à des moments donnés.

**III.1.4.5 Module " INTERACTION "**

Grâce à ce module, il est possible de spécifier toutes les interactions entre les différentes parties et régions du modèle, qu'elles soient mécaniques, thermiques ou autres. Il faut savoir qu'ABAQUS ne prend en compte que les interactions explicitement définies, la proximité géométrique n'étant pas suffisante.

**III.1.4.6 Module "LOAD "**

Le module Load permet de spécifier tous les chargements, conditions limites et champs. Il faut savoir que les chargements et les conditions limites sont dépendants des steps, par exemple une force est appliquée au step 1 mais inactive au step 2.

**III.1.4.7 Module "MESH "**

Ce module contient tous les outils nécessaires pour générer un maillage élément fini sur un assemblage.

**III.1.4.8 Module "JOB "**

Une fois que toutes les tâches de définition du modèle ont été réalisées, il faut utiliser le module Job pour analyser ce modèle. ABAQUS va alors réaliser tous les calculs nécessaires et en tirer des résultats.

**III.1.4.9 Module " VISUALIZATION "**

Ce module permet de visualiser le modèle et les résultats, les courbes de charges, les déformations...

**III.1.4.10 Module "SKETCH "**

Ce module permet de créer des formes bidimensionnelles qui ne sont pas associés à un objet. Il peut être utilisé pour des extrusions par exemple.

**III.2 Hashin damage**

Le modèle d'endommagement de Hashin prédit l'endommagement anisotrope dans les matériaux élastiques-fragiles. Il est principalement destiné à être utilisé avec des matériaux composites renforcés de fibres et prend en compte quatre modes de défaillance différents : la tension des fibres, la compression des fibres, la tension de la matrice et la compression de la matrice.

### III.3 Validation de model

#### III.3.1 Partie expérimental

Dans notre étude, nous avons obtenu des résultats expérimentaux de la thèse de Rafik Halimi (Etude du comportement à l'endommagement des matériaux composites stratifiés). [25]

#### III.3.2 Partie numérique

##### III.3.2.1 Paramètres utilisés

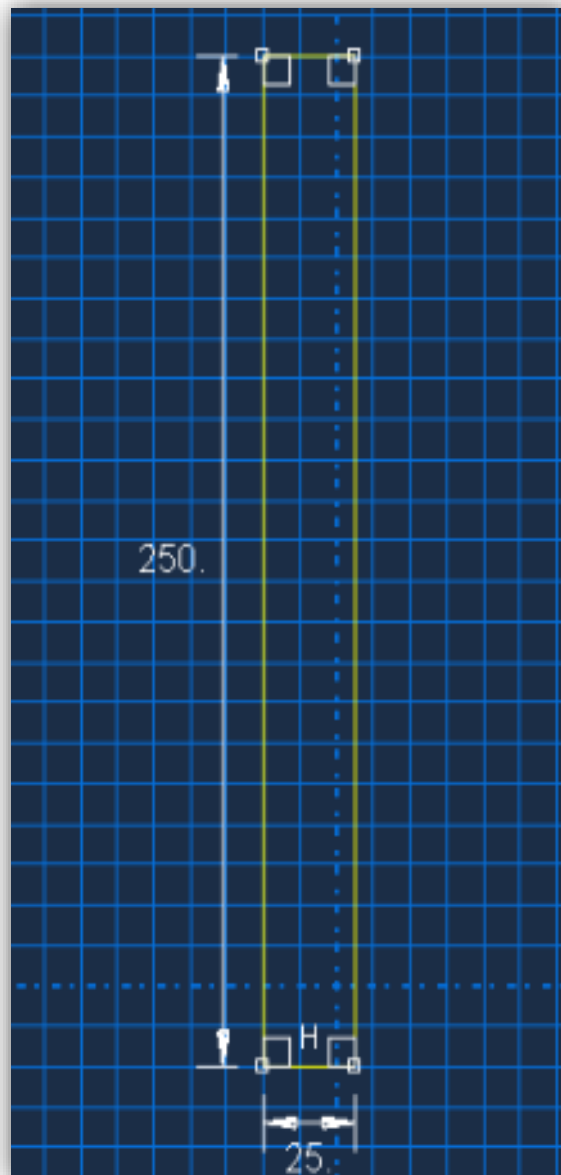
Les données de l'application numérique que nous avons utilisées sont suivantes :

**Tableau III.2** : Données de l'application numérique. [26]

<b>Grandeurs</b>	<b>Valeur</b>
Module d'élasticité dans le sens longitudinal <b>E1</b>	170000 [MPA]
Module d'élasticité dans le sens longitudinal <b>E2</b>	9000 [MPA]
Module d'élasticité dans le sens longitudinal <b>E3</b>	9000 [MPA]
Coefficient de poisson dans le plan contenant la fibre <b>ν12</b>	0.34 [-]
Coefficient de poisson dans le plan contenant la fibre <b>ν13</b>	0.34 [-]
Coefficient de poisson dans le plan contenant transversal <b>ν23</b>	0.34 [-]
Module de cisaillement dans le plan contenant la fibre <b>G12</b>	4800 [MPA]
Module de cisaillement dans le plan contenant la fibre <b>G13</b>	4800 [MPA]
Module de cisaillement dans le plan transversal <b>G23</b>	4500 [MPA]
Résistance à la traction dans le sens de la fibre <b>XT</b>	2050 [-]
Résistance à la compression dans le sens des fibres <b>XC</b>	1200 [-]
Résistance à la traction dans le sens transversal <b>YT</b>	62 [-]
Résistance à la compression transversale <b>YC</b>	190 [-]
Résistance au cisaillement transversal <b>ST</b>	81 [-]
Résistance au cisaillement longitudinal <b>SL</b>	81 [-]

### III.3.2.2 Géométrie des éprouvettes de traction

Dans notre étude, nous avons utilisé les dimensions des mêmes éprouvettes citées dans la partie expérimentale selon ISO527-5 dans le code ABAQUS (Figure III.3).



**Figure III.3** : Géométrie de l'éprouvette.

Avec :

- $L=250$  mm : Longueur de l'éprouvette ;
- $H=1.6$  mm : Epaisseur moyenne de l'éprouvette ;
- $B=25$  mm : Largeur de l'éprouvette ;

III.3.2.3 Conditions aux limites

Dans notre étude, nous avons utilisé les conditions aux limites suivantes :

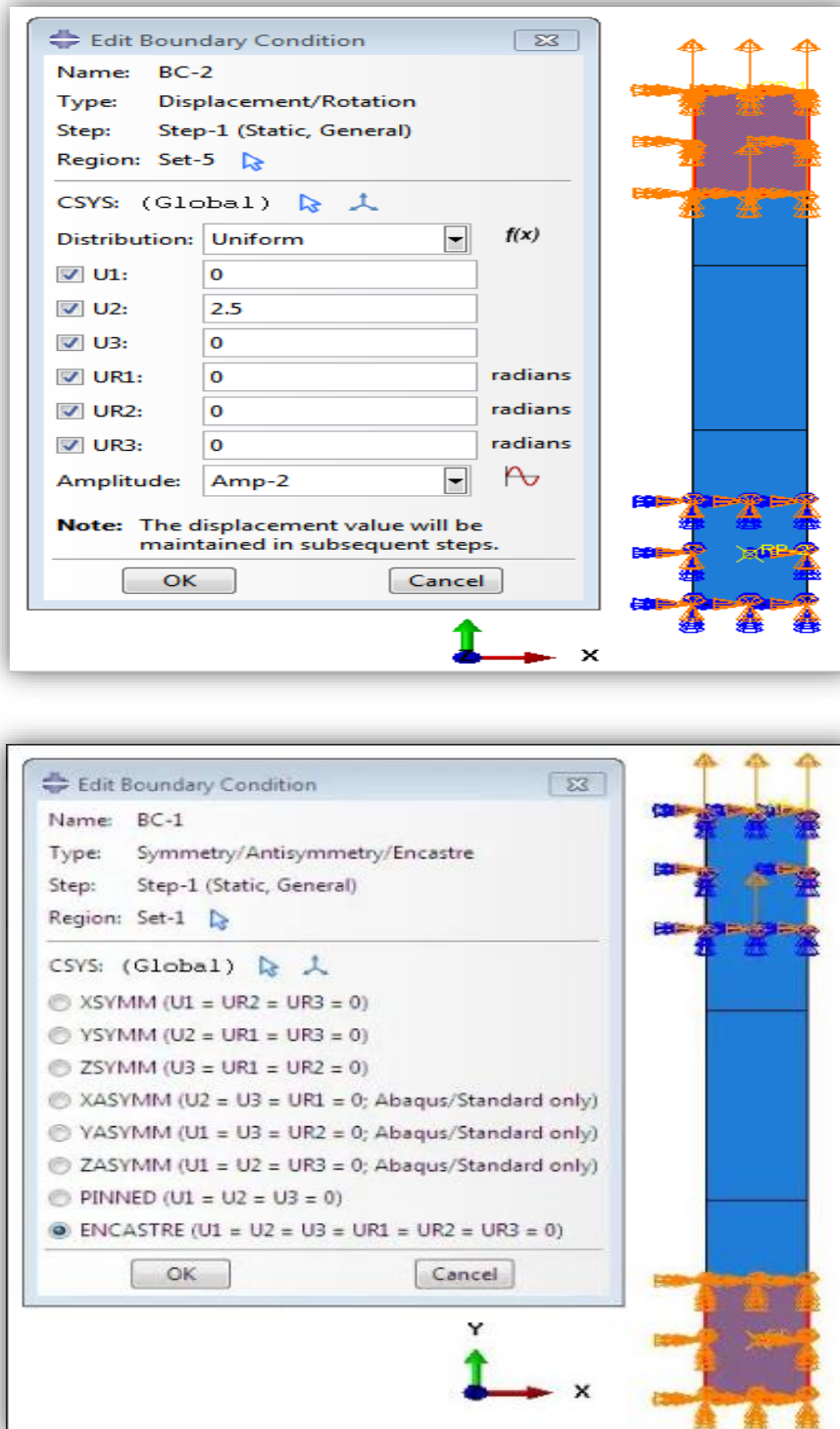


Figure III.4 : Condition aux limites.

### III.3.2.4 Séquence d'empilement

La séquence d'empilement retenue pour le composite dans le cas d'un bobinage complet peut varier jusqu'à  $90^\circ$  par rapport à l'axe du réservoir selon la géométrie souhaitée. Dans le cadre d'une optimisation du réservoir, la séquence d'empilement joue un rôle important au niveau de la coque composite.

- **Influence de la Séquence d'empilement**

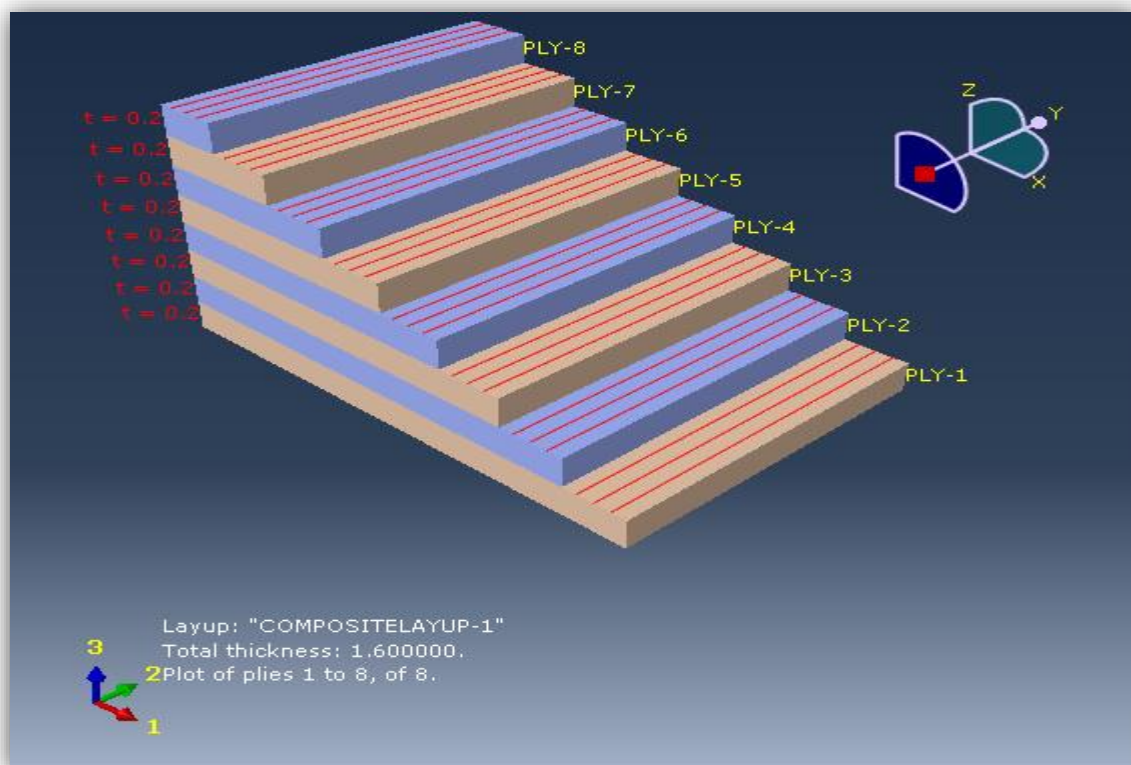
La séquence d'empilement modifie la forme et la taille de la zone endommagée pour un impact à énergie équivalente. De plus, la séquence d'empilement influe sur la rigidité de la plaque avant et après impact. Les angles d'orientation des plis et le changement de la séquence d'empilement modifient le comportement à l'impact des composites.

- **Remarque**

La séquence d'empilement du composite utilisé (Figure III.5):

Orientation des fibres :  $[90]_8$

Le nombre des plis : 8



**Figure III.5** : La séquence d'empilement du composite utilisé.

### III.3.2.5 Maillage

Dans notre étude, nous avons utilisé deux volumes du maillage dans le code ABAQUS (Figure III.6).

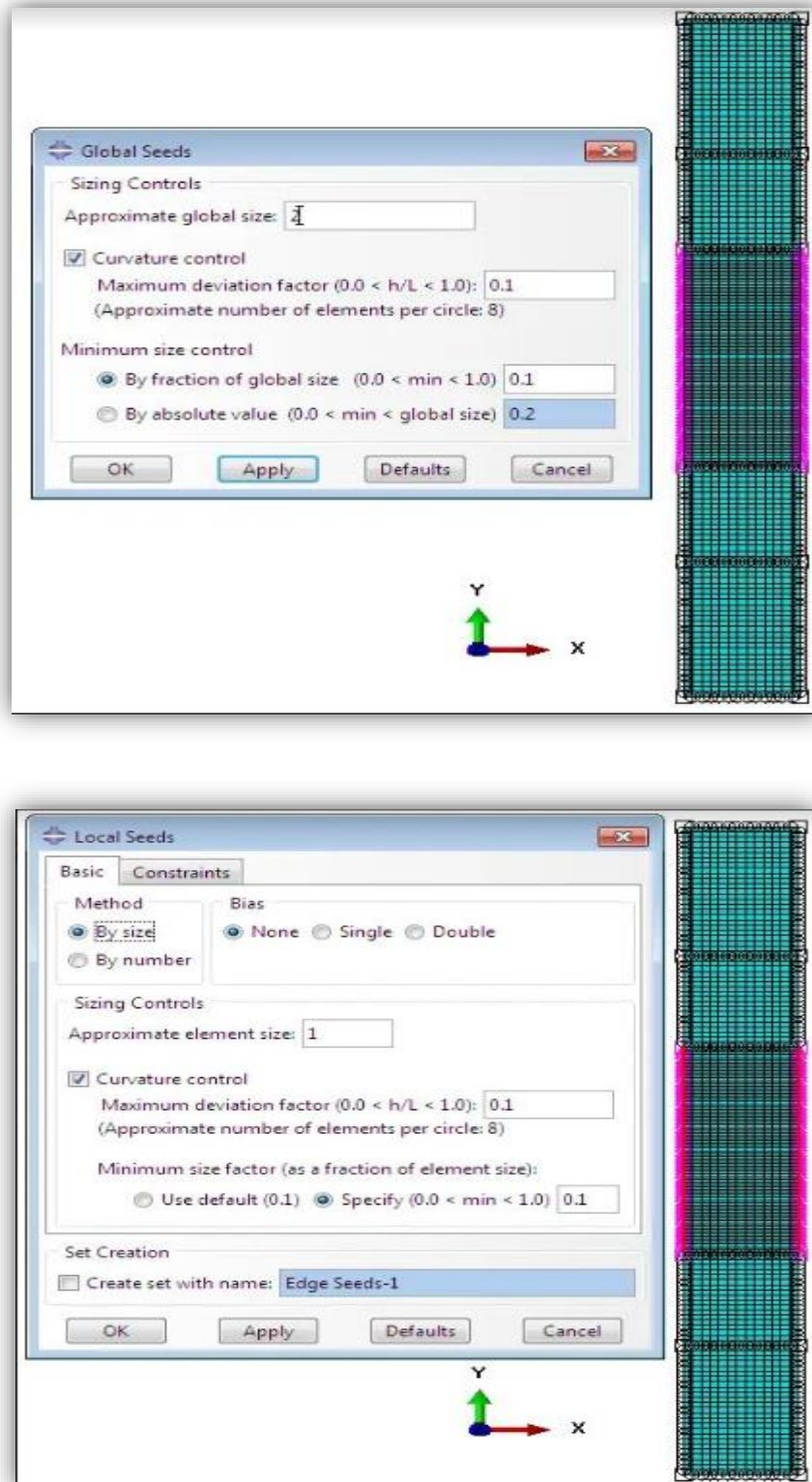


Figure III.6 : Détail du maillage de chaque zone.

### III.3.2.6 Type du maillage

Dans notre étude, nous avons utilisé deux types du maillage dans le code ABAQUS (Figure III.7).

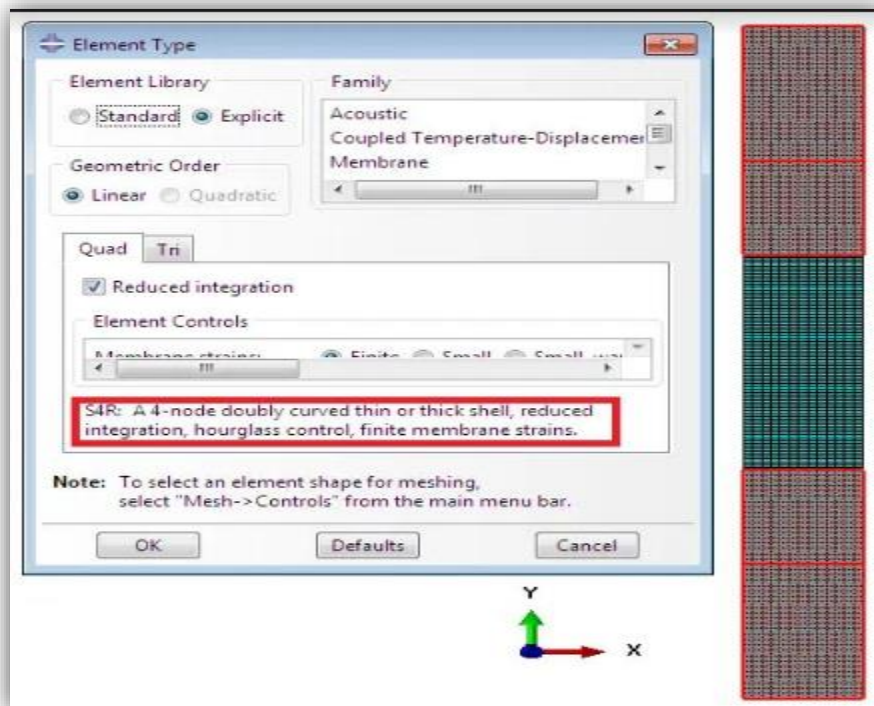
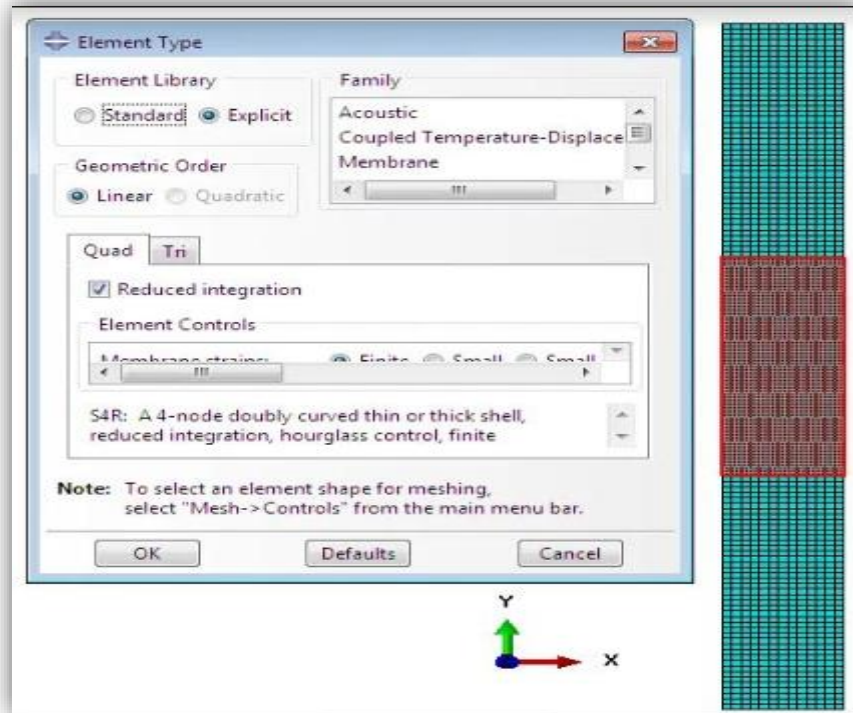


Figure III.7 : Type du maillage de chaque zone.

## III.3.2.7 Résultats de l'essai

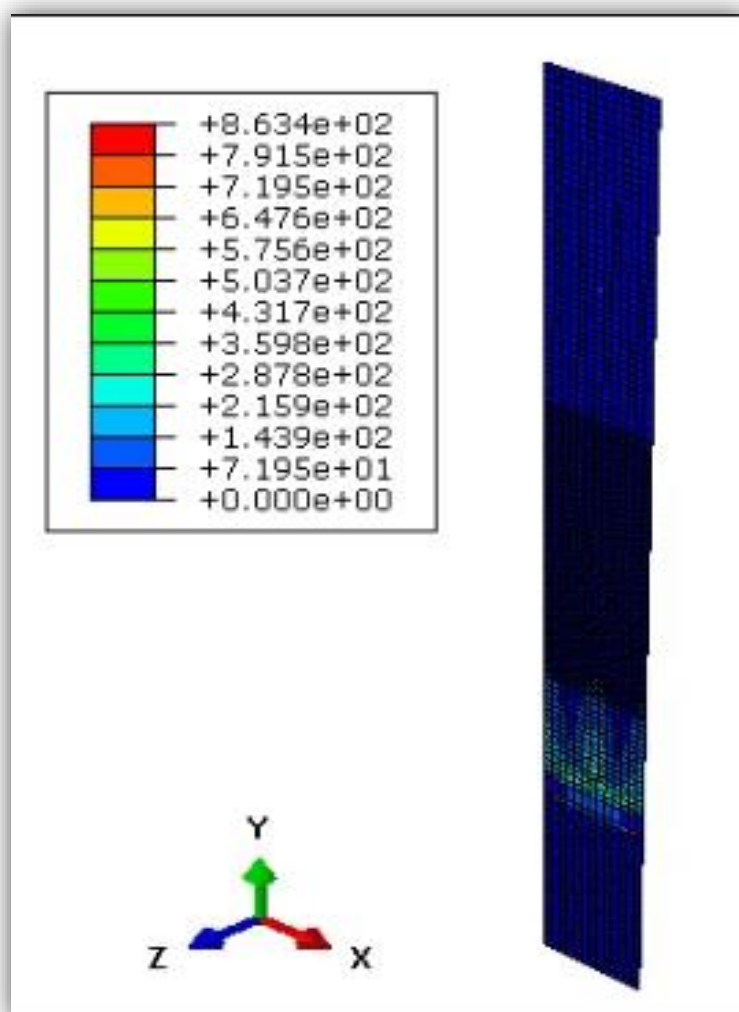


Figure III.8 : Résultat de simulation Hashin damage.

## III.4 Résultats numérique :

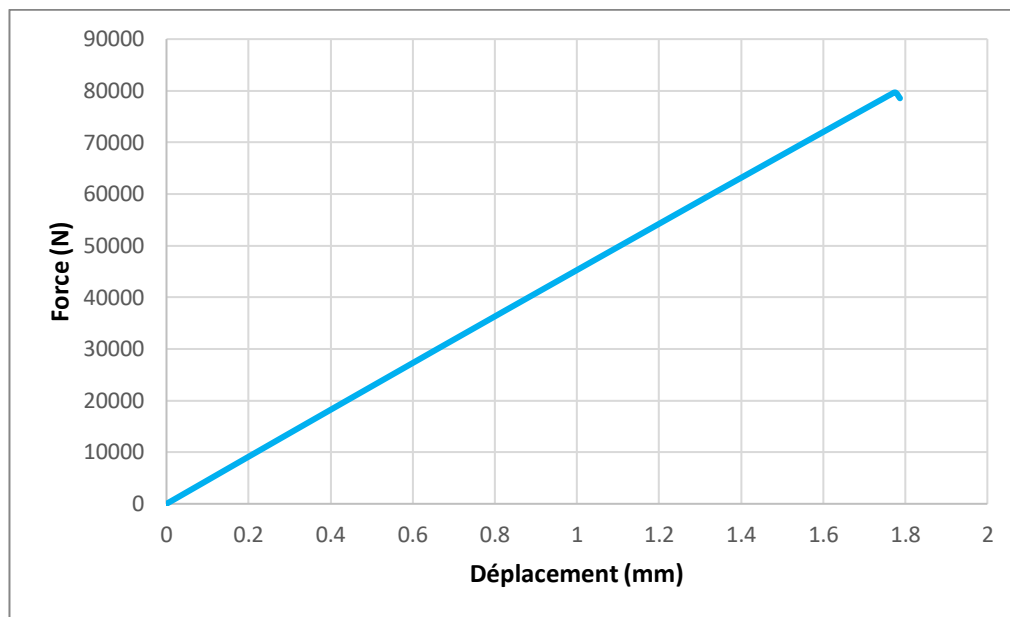


Figure III.9 : Courbe force déplacement.

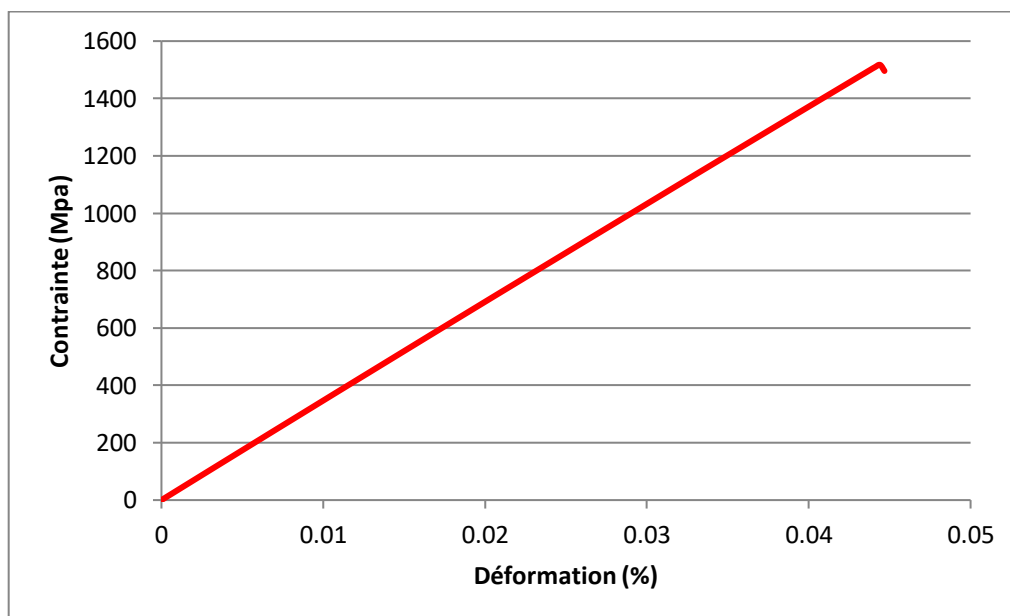


Figure III.10 : Courbe contrainte déformation.

## III.5 Résultat expérimental :

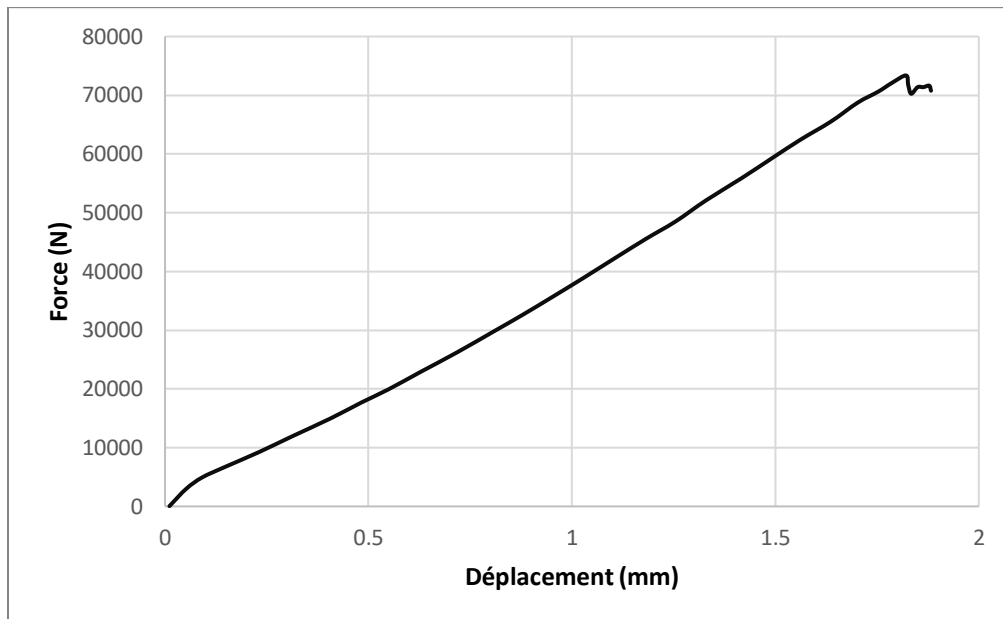


Figure III.11 : Courbe force déplacement [25].

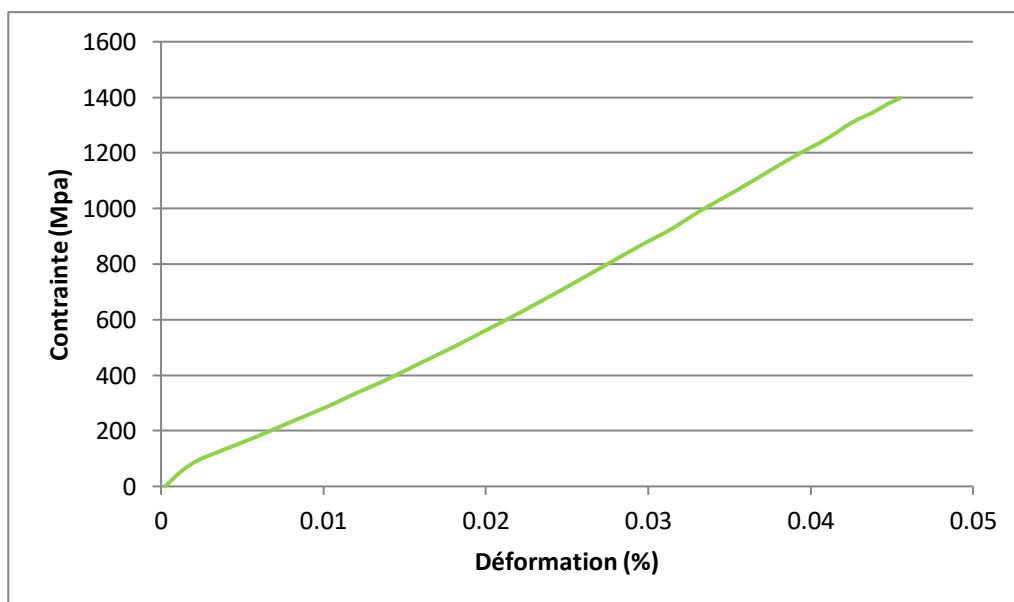
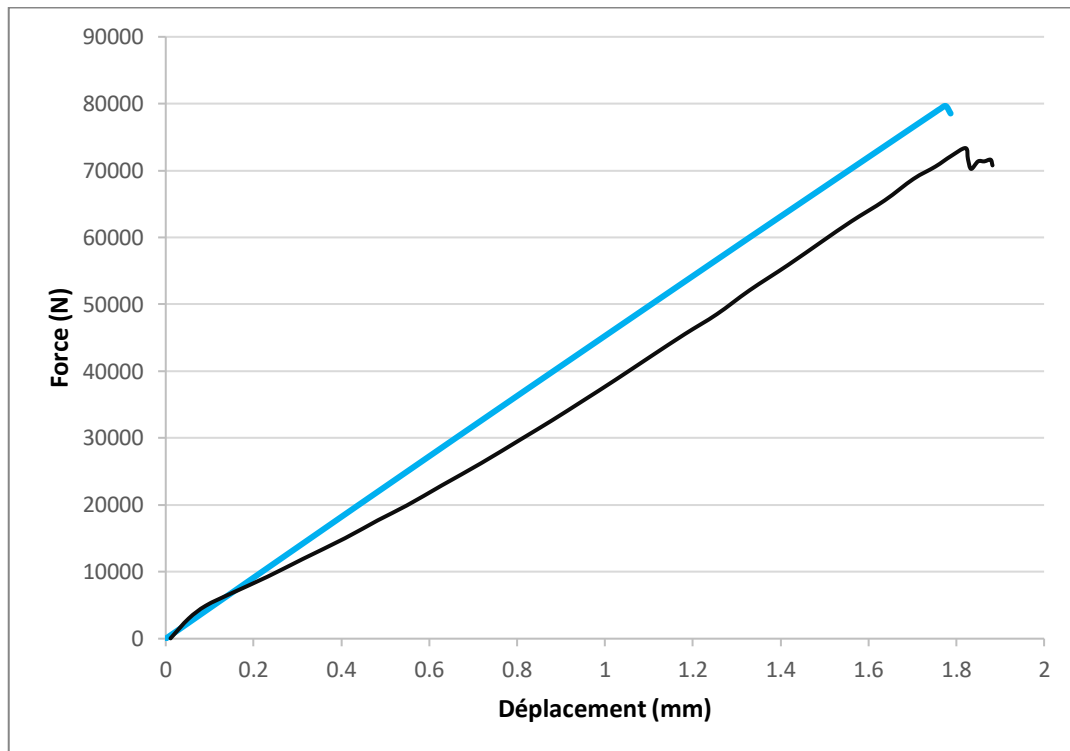


Figure III.12 : Courbe contrainte déformation [25].

### III.6 Comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques (MEF)

La figure suivante montre la comparaison entre les résultats (force-déplacement) expérimentale et numérique :



**Figure III.13 :** Comparaison entre courbe numérique et courbe expérimentale.

#### Résultat et discussions :

Sur la base de cette comparaison, on a observé que les résultats obtenus à partir des tests expérimentales et numériques sont très similaires comme illustré dans la figure précédente.

Grâce à ce modèle, nous pouvons étudier de nombreux phénomènes affectant ces matériaux, notamment le nombre de couches et l'orientation des fibres.

### III.7 Influence d'orientation des fibres

Différentes orientations de plis sont considérées dans cette étude pour étudier leur effet sur la charge de rupture. Toutes les couches ont la même matrice (époxy) et les mêmes matériaux fibreux (carbone).

Pour la partie n°1 du stratifié, l'épaisseur de toutes les couches est identique de chaque couche et égale à 0.2 mm.

**Tableau III.3** : Les séquences des orientations utilisées.

Partie 1	Numéro des plis	Orientation	Epaisseur totale
1 <sup>er</sup> simulation	8	$[90]_8$	1.6 mm
2 <sup>ème</sup> simulation	8	$[0]_8$	
3 <sup>ème</sup> simulation	8	$[0,90]_4$	
4 <sup>ème</sup> simulation	8	$[45, -45]_4$	
5 <sup>ème</sup> simulation	8	$[0,90,45, -45]_{2s}$	
6 <sup>ème</sup> simulation	8	$[0,30,60,90]_{2s}$	

#### Résultat et discussions :

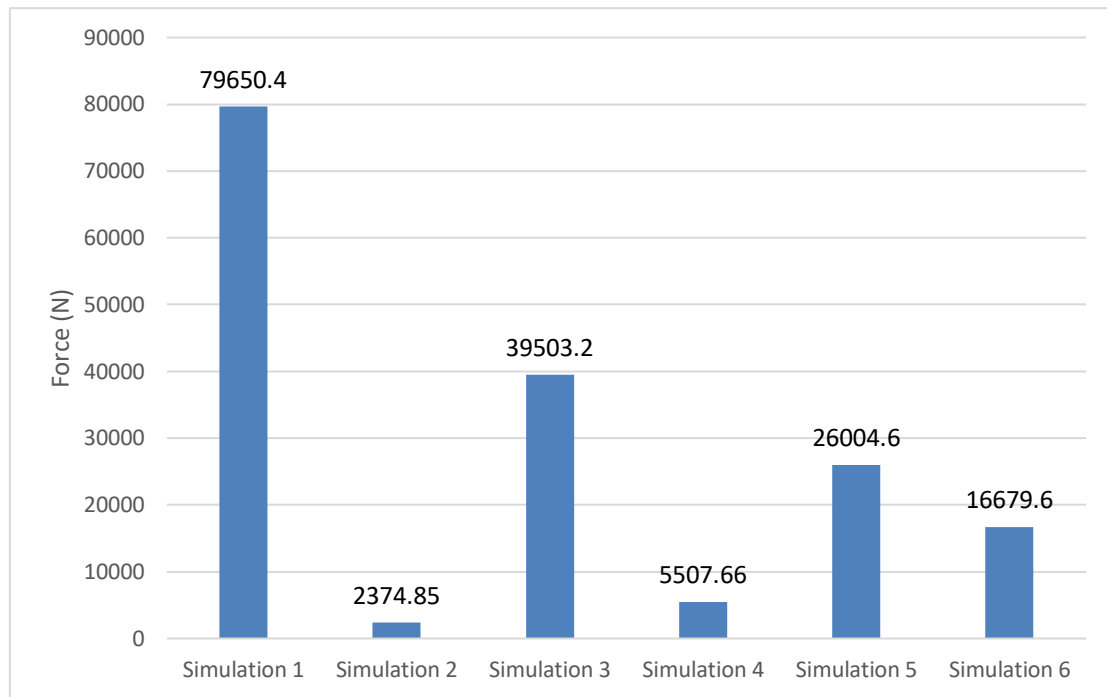
À travers les résultats que nous avons obtenus et représentés graphiquement (Figure III.14), nous remarquons que la force maximale avant la rupture change à chaque fois que nous changeons l'orientation des fibres.

Nous notons également que la force maximale avant la rupture ne se produit était à l'orientation  $[90]_8$ .

Nous notons également que la force minimale avant la rupture ne se produit était à l'orientation  $[0]_8$ .

Conclure que dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est élevée est  $[90]_8$ .

Conclure que dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est faible est  $[0]_8$ .



**Figure III.14 :** Histogramme de l'évolution de la force en fonction de chaque orientation différente.

### III.8 Influence de nombre des plis

la même orientation de plis est considérée dans cette étude et chaque fois que le nombre de plis change, pour étudier leur effet sur la charge de rupture. Toutes les couches ont la même matrice (époxy) et les mêmes matériaux fibreux (carbone).

**Tableau III.4:** Les séquences des plis utilisés.

Partie 2	Numéro des plis	Orientation	Epaisseur totale
1 <sup>er</sup> simulation	2	[90] <sub>8</sub>	1.6 mm
2 <sup>ème</sup> simulation	4	[90] <sub>8</sub>	
3 <sup>ème</sup> simulation	6	[90] <sub>8</sub>	
4 <sup>ème</sup> simulation	8	[90] <sub>8</sub>	
5 <sup>ème</sup> simulation	10	[90] <sub>8</sub>	
6 <sup>ème</sup> simulation	12	[90] <sub>8</sub>	

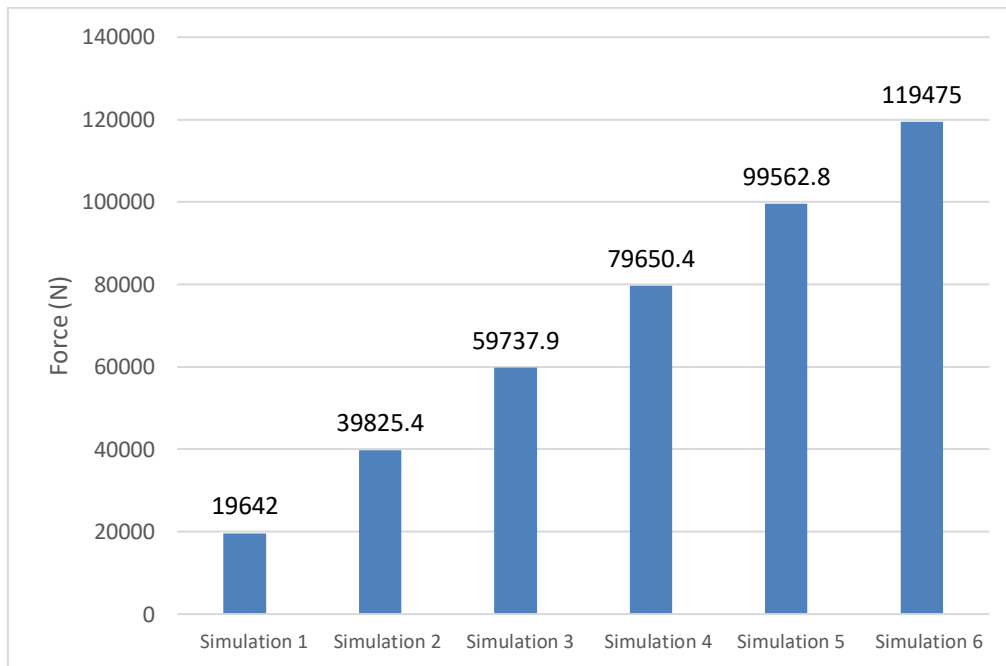
### Résultat et discussions :

À travers les résultats que nous avons obtenus et représentés graphiquement (Figure III.15), nous remarquons que la force maximale avant la rupture change à chaque fois que nous changeons le nombre de plis.

Nous notons également que la force maximale avant la rupture augmente à mesure que le nombre de couches augmente.

Conclure que dans l'essai de traction, plus il y a de couches, plus la résistance est grande.

Conclure que dans l'essai de traction, plus le nombre de couches est petit, plus la résistance diminue.



**Figure III.15 :** Histogramme de l'évolution de la force par rapport au nombre de plis.

### III.9 Conclusion :

- Sur la base de cette comparaison, on a observé que les résultats obtenus à partir des tests expérimentaux et numériques sont très similaires comme illustré dans la figure précédente.
- Conclure que dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est élevée est  $[90]_8$ .
- Conclure que dans l'essai de traction, l'orientation des fibres lorsque la résistance est faible est  $[0]_8$ .
- Conclure que dans l'essai de traction, plus il y a de couches, plus la résistance est grande.
- Conclure que dans l'essai de traction, plus le nombre de couches est petit, plus la résistance diminue.

- L'utilisation du critère de Hashin offre l'avantage d'analyser l'endommagement des structures composites à géométries complexes.
- Les propositions géométriques étudiées peuvent être accompagnées de plusieurs paramètres qui les rendent plus utiles dans la résistance des structures composites entaillées.
- La valeur de la charge de rupture est influencée par le type de charge appliquée et la séquence d'empilement.
- Les changements introduits présentent un changement dans la réponse de la structure aux changements.
- Le composite carbone/époxy absorbe mieux les contraintes que l'aramide/époxy et donc une diminution de la valeur de charge est observée.
- La valeur d'endommagement et le chemin de propagation suivent l'orientation des fibres dans la zone de concentration des contraintes.
- La naissance de la crémaillère et sa propagation dépendent directement de l'orientation de la fibre au niveau de la pointe de l'entaille.

# **CONCLUSION GÉNÉRALE**

### Conclusion générale

Dans ce travail nous avons choisi des fibres de carbone à matrice époxy ont fait l'objet d'une étude numérique dans le but de déterminer l'influence de la séquence d'empilement et le nombre des plis sur le comportement mécanique. La recherche bibliographique a permis de présenter un état de l'art sur les matériaux composites à matrice polymère et sur les différentes méthodes d'analyse permettant de les caractériser. Cette recherche a mis en évidence le comportement mécanique des stratifiés unidirectionnels et tissés soumis à des sollicitations mécaniques et les différents mécanismes d'endommagement correspondants. Les matériaux composites stratifiés présentent un comportement élastique non linéaire, il est lié à leur hétérogénéité et à leur anisotropie qui rendent leurs mécanismes d'endommagement et leur comportement mécanique relativement complexes.

# **Références Bibliographiques**

## Références bibliographiques

- [1] **Bahlouli, N.**, « Comportement mécanique en température du pli élémentaire d'un stratifié carbone/époxy », 1994, Cachan, Ecole normale supérieure.
- [2] **TOUMI Wafa.**, « Optimisation de la configuration des tubes en matériaux composites sous pression », Mémoire de master, université mohamed khider de biskra, 2018-2019.
- [3] **ROUAM Kamila.**, « Elaboration, caractérisation mécanique et hydrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles », Mémoire de Magister l'université M'HAMED BOUGARA – BOUMERDES ; 2013/2014.
- [4] **Berthelot, J.M.**, « Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures » Livre, éditions : Lavoisier, 2005.
- [5] **Bendifallah mourad.**, « Travail de recherche sur les matériaux à matrice viscoélastique parfaitement élastique pour une nouvelle prothèse totale de hanche », Mémoire de magistère, université de batna, 2011-2012.
- [6] **Abdelmadjid Si Salem**, « Développement d'une poutre en béton-composite : analyse expérimentale et modélisation » Thèse de Doctorat, Université Mouloud Mammeri de Tizi- Ouzou, 2016.
- [7] **CHOUAIB. Aribi**, « Etude comparative du comportement des différents matériaux Composites (différentes matrices) », Mémoire de magister, université de M'hamed Bouguera, Boumerdes. Algérie.
- [8] **J.M. Berthelot.** « Composite Matériels. Mechanical Behavior and Structural Analysis », New York ,1999.
- [9] **A. R. Blythe**, « Electrical resistivity measurements of polymer materials », Poly Test, 4 195-209, 1984.
- [10] **Yahia mohamed.**, « Caractérisation mécanique d'un composite unidirectionnel à matrice organique », Mémoire de fin d'étude,

université mouloud mammeri tizi-ouzou, 2018-2019.

- [11] **ALEND A Chawki**, «analyse des vibrations libres et forcées des plaques sandwichs sous l'effet de la température », Mémoire de Magister, UniversitéBadji Mokhtar, 2017
  
- [12] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Fibre\\_de\\_carbone](https://fr.wikipedia.org/wiki/Fibre_de_carbone)
  
- [13] **D.Krajcinovic** Dommage mechanics accomplishments,trends and needs.international journal of solids andstructures,37 :267-277,2000.
  
- [14] **D.Rouby** Comportement des composite a fibre longues et matrice flexible et tenace.Micromicanique des composites 1999.
  
- [15] **John-Marie BERTHELOT**, Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse des structures 4ème édition, Ed Tec&Doc, Lavoisier, 2005.
  
- [16] **YOUNG Kuk Choi**, . Réalisation et caractérisation de composite hybride. Verre/époxy/NiTi adaptatifs Ecole centrale de LYON. juin 2002
  
- [17] **MILLER.B**, Composite. Science et technologie 1987.28P-17.32.
  
- [18] **J.Ye, A.K.KAW**. Determination of mechanical properties of fibre-matrix interface frome push-out test mechanical engineering,university of south florida 1999.
  
- [19] **Mooney R.D., Mc GARRY F.J**14th Annual Technical Conference Reinforced Plastics Div., The Society of the Plastics industry (SPI) (1959) Session 12-E..
  
- [20] **Broutman L.J**. « Measurement of the fiber-polymer matrix interfacial strength, in Interfaces in composites», ASTM STP 452, ASTM, American society for Testing and Materials, (USA). Philadelphia (1969) pp 27-41.
  
- [21] **Brandon, D.G. & Fuller, E.R.Jr**. New Technique for Measuring Debond Strength and Interfacial Shear Resistance in Fiber-Reinforced Ceramic Matrix Composites (Abstract), Ceram. Eng. Sci. Proc., 1989,

Vol. 10, N°7-8, p. 871.

- [22] [https://www.google.fr/search?q=essai+de+compression&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwjzP8mZT4AhXsgv0HHTKZCIYQ\\_AUoAXoECAIQAw&biw=1517&bih=631&dpr=0.9](https://www.google.fr/search?q=essai+de+compression&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=2ahUKEwjzP8mZT4AhXsgv0HHTKZCIYQ_AUoAXoECAIQAw&biw=1517&bih=631&dpr=0.9)
- [23] **Hadrien Bidouard**, Etude de l'effet de surcharges sur la tenue en fatigue à grand durée de vie d'un acier ferrito Bainitique sous chargement d'amplitude variable. Thèse doctorat, l'école nationale supérieure d'arte et métiers 2009
- [24] **F.BALLUFIER et A.LEMASCON**, Analyse de défaillance pièces plastique élastomères au composite, Guide pratique. Centre Technique des industries Mécanique 1999.
- [25] **Rafik Halimi**, Etude du comportement à l'endommagement des matériaux composites stratifiés.
- [26] **Fouzia Larbi Chaht**, Utilisation d'un critère de Hashin pour prédire l'endommagement d'une plaque composite entaillée sous un comportement de traction et de torsion.