

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE MOULOU MAMMERI DE TIZI-OUZOU
FACULTE DE GENIE DE LA CONSTRUCTION
DEPARTEMENT DE GENIE-MECANIQUE



Mémoire De Fin D'études

*En vue de l'obtention du diplôme de Mater en Génie mécanique
Option : Construction Mécanique*

THÈME

*Étude du comportement d'un
stratifié carbone/polyester*

Proposé et dirigé par :

M^{me} : KACIMI. F

Mr. KACIMI. B

Réalisé par :

• ABDEMEZIEM Zine

• LABIDI Achour

Promotion 2016-2017

Remerciements

On tient à remercier nos encadreurs Madame KACJMJ. F

Monsieur KACJMJ. B pour leurs aide.

Notre plus grand respect pour les membres de jury qui nous ferons

l'honneur de lire et de jugé ce mémoire.

Ainsi tous ce qui nous ont aidé de prêt ou de loin ainsi que nos

familles et nos enseignants de Génie mécanique option

construction mécanique. Sans oublier les ingénieurs de laboratoire

de génie mécanique qui nous ont fournis les outils nécessaire a la

réussite de ce projet.

Dédicaces

Je Dédie ce modeste travail :

À mon cher père Mohand Lounes, mon frère Kaci, Samy et la petite Tinhinnane ainsi une personne qui est Soïn (Terkia), ma mère .ma belle-mère et Karouche. à tous ceux qui m'ont soutenu durant mes études sans oublier mon ami et binôme Achor Labidi et sa Famille. et Nonor et son frère senior.

Line

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

À mes parents, aucun hommage ne pourra être à la hauteur de l'amour dont ils ne cessent de me combler. Que dieu leur protège bonne santé et long vie.

À tous ceux que m'ont soutenu tout au long de ce projet, bien sûr à djouder Nordine à mes frère Brahim et Aghilas à mes sœur yal yiweth syismis , sans oublier Nina, Cisin , Malek et Romaiissa

À tout la famille, et mes amis.

À mon binôme Line et tout la famille Abdemeziem.

Achour

Table des matières

Table de matière	
Liste des figures	
Liste des Tableaux	
Liste des symboles	
Introduction générale	1
 <i>Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites</i>	
I.1 Introduction.....	3
I.2 Définition.....	3
I.3 Différents constituants	3
I.3.1 Les renforts.....	4
I.3.1.1 La nature du renfort.....	4
I.3.1.2 Caractéristiques moyennes des fibres	6
I.3.1.3 Les formes du renfort.....	7
I.3.1.3.1 Formes linéiques.....	7
I.3.1.3.2 Formes surfaciques	7
I.3.1.3.3 Formes multidirectionnelles.....	9
I.3.2 Les matrices.....	10
I.3.2.1 Résines thermoplastique.....	11
I.3.2.2 Résines thermodurcissables.....	11
I.3.3 L'interface.....	12
I.3.4 Les charges.....	13
I.4 Types de matériaux composites.....	13
I.4.1 Composite à grande diffusion (GD).....	13
I.4.2 Composite à haute performance (HP).....	13
I.5 Classification des composites.....	13
I.5.1 Classification suivant la forme des constituants.....	13
I.5.1.1 Composites à fibres.....	14
I.5.1.2 Composites à particules.....	14
I.5.2 Classification suivant la nature des constituants.....	14
I.6 Architecture des composites.....	14
I.6.1 Les stratifiés.....	14
I.6.2 matériaux sandwich.....	16
I.7 Quelques procédés de fabrication de structures composites.....	17
I.8 Les fonctions apportées par les matériaux composites dans les différents secteurs d'application.....	19
I.8.1 Les composites et la construction électrique.....	19
I.8.2 Les composites dans les équipements de sports et loisirs.....	19
I.8.3 Les composites dans le secteur médical.....	20
I.8.4 Les composites et la construction nautique.....	20
I.8.5 Les composites et la construction industrielle.....	20
I.8.6 Les composites dans la construction civile.....	20
I.8.7 Les composites dans le ferroviaire.....	21

I.8.8 Les composites et l'automobile.....	21
I.8.9 Les composites dans l'aéronautique.....	21
I.9 Conclusion.....	21

Chapitre II : Essais mécaniques sur les composites

II.1 Introduction.....	22
II.2 Essais mécaniques.....	22
II.3 Essais statique.....	23
II.3.1 Essai de traction.....	23
II.3.1.1 Traction longitudinale.....	23
II.3.1.2 Traction transversale.....	24
II.3.1.3 Traction hors axes (essai de traction à 45°).....	25
II.3.2 Essai de compression.....	26
II.3.3 Essai de flexion.....	27
II.3.3.1 Essai de flexion trois points.....	28
II.3.3.2 Essai de flexion quatre points.....	29
II.3.3.3 Essai de flexion par flambement.....	30
II.3.3.4 Essai de cisaillement.....	31
II.3.3.5 Essai de dureté.....	31
II.4 Essais dynamique.....	33
II.4.1 Fatigue et endurance.....	33
II.4.2 Essai d'impact.....	34
II.4.2.1 Classification de l'impact.....	34
II.4.2.2 Principe du mouton pendule.....	35
II.4.2.3 Résistance au choc Charpy.....	36
II.4.3 Paramètres gouvernant le comportement sous impact des composites.....	36
II.4.3.1 Influence des caractéristiques de l'impact.....	37
II.4.3.1.1 Vitesse d'impact.....	37
II.4.3.1.2 Masse de l'impacteur.....	37
II.4.3.1.3 Forme de l'impacteur.....	38
II.4.3.2 Paramètres géométriques de la structure.....	38
II.4.3.2.1 Epaisseur de la structure.....	38
II.4.3.2.2 Dimensions de la structure.....	39
II.4.3.3 Paramètres matériaux.....	39
II.4.3.3.1 Type de matrice.....	39
II.4.3.3.2 Nature des fibres.....	40
II.4.3.3.3 Structure du renfort.....	40
II.4.3.3.4 Séquence de drapage.....	40
II.4.3.3.5 Taux d'imprégnation.....	41
II.5 Conclusion.....	41

Chapitre III : Mécanismes d'endommagement des composites

III.1 Introduction.....	42
III.2 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement.....	42
III.3 Les mécanismes d'endommagement.....	43
III.3.1 Rupture de fibre.....	43
III.3.2 Fissuration matricielle.....	44
III.3.3 Décohésion fibre-matrice.....	46
III.4 Endommagements des composites stratifiés.....	47

III.4.1 Modes de rupture.....	47
III.4.2 Les fissurations.....	47
III.5 Facteurs influençant la résistance du composite.....	52
III.6 Conclusion.....	53

Chapitre IV : Partie expérimentale

IV.1 Introduction.....	54
IV.2 Matériau de l'étude.....	54
IV.2.1 Constituants du matériau.....	54
IV.2.2 Elaboration du matériau.....	55
IV.2.3 Découpage des éprouvettes.....	55
IV.3 Géométrie des éprouvettes de flexion.....	56
IV.4 Essai de perte au feu (calcination).....	57
IV.4.1 Matériel utilisé.....	57
IV.4.2 Déroulement de l'essai.....	57
IV.5 Essais mécanique.....	58
IV.5.1 Essai statique en flexion trois points.....	59
IV.5.2 Description de la machine de flexion.....	59
IV.5.3 Résultats des essais de flexion trois points.....	60
IV.5.4 Flexion simple (L=60mm).....	60
IV.5.5 Analyse et interprétation des résultats.....	63
IV.5.6 Effet de l'anisotropie.....	64
IV.5.7 Flexion courte (L=15mm).....	65
IV.5.8 Analyse et interprétation des résultats.....	68
IV.5.9 Effet de l'anisotropie.....	68
IV.6 Essai de choc Charpy.....	70
IV.6.1 Eprouvettes utilisées en choc.....	70
IV.6.2 Mouton pendule utilisé.....	71
IV.6.3 Structure et fonction.....	71
IV.6.4 Données techniques du mouton pendule: 610-023-009.....	72
IV.6.5 Résultats des essais de choc.....	73
IV.6.6 Analyse des résultats.....	74
IV.6.7 Effet de l'anisotropie.....	76
IV.7 Essai de microdureté.....	77
IV.7.1 Résultats obtenus.....	78
IV.7.2 Analyse des résultats.....	78
IV.8 Conclusion.....	79
Conclusion générale.....	80

Références bibliographiques

Liste des Symboles

- E : Module de Young d'une poutre. [MPa]
- σ_{tr} : Contrainte de traction. [MPa]
- E_{tr} : Module en traction. [MPa]
- σ_e : Limite élastique. [MPa]
- E_L : Module de Young longitudinal. [MPa]
- E_T : Module de Young transversale. [MPa]
- ν_{lt} : Coefficient de poisson.
- σ_{xx} : Contrainte normale. [MPa]
- F_r : Charge à la rupture. [N]
- σ_f : Contrainte normale en flexion. [MPa]
- τ : Contrainte de cisaillement. [MPa]
- F : Charge appliquée [N]
- W : Flèche de l'axe neutre [mm]
- U : Energie absorbée par la rupture de l'éprouvette [J]
- a_{cu} : Résistance au choc Charpy [KJ/m²]
- M_f : Taux massique des fibres [%]
- M_m : Taux massique de la matrice [%]
- ϵ : Déformation relative.
- f : Flèche mesurée au cours de l'essai pour chaque charge [mm]
- P : Charge [N]

Liste des figures

Figure I.1 : Constituants d'un matériau composite.....	3
Figure I.2 : Les différents types de renfort.....	4
Figure I.3 : Fibres de carbone.....	5
Figure I.4 : Fibres d'aramide.....	6
Figure I.5 : Formes de mats : (a) mat à fibres courtes, (b) mat à fibres continues.....	8
Figure I.6 : Principales forme de tissus : (a) toile et taffetas, (b) sergé, (c) satin.....	8
Figure I.7 : Chaîne et trame d'un tissu.....	8
Figure I.8 : Tissage cylindrique et conique.....	9
Figure I.9 : Tissage 3D orthogonal.....	9
Figure I.10 : Tissage 4D.....	9
Figure I.11 : Nid d'abeilles.....	10
Figure I.12 : Différentes famille de matrices.....	10
Figure I.13 : Boucle de vie d'un thermoplastique.....	11
Figure I.14 : Boucle de vie d'un thermodurcissable.....	11
Figure I.15 : Stratifié à mat de verre.....	15
Figure I.16 : Dispositions possibles des fibres dans un pli.....	15
Figure I.17 : Exemples de stratifiés à base de plis unidirectionnels.....	16
Figure I.18 : La forme d'un matériau sandwich.....	16
Figure I.19 : Moulage au contact.....	17
Figure I.20 : Moulage par projection.....	18
Figure I.21 : Enroulement filamentaire.....	18
Figure I.22 : Moulage par injection basse pression.....	19
Figure II.1 : Essai de traction longitudinale.....	23
Figure II.2 : Essai de traction transversale.....	24
Figure II.3 : Essai de traction hors axes.....	25
Figure II.4 : Obtention des éprouvettes unidirectionnel et hors axes dans les plaques.....	26
Figure II.5 : Essai de compression.....	26
Figure II.6 : Essai de flexion trois points selon EN ISO 14125.....	28
Figure II.7 : Essai de flexion quatre points selon la norme EN ISO 14125.....	29
Figure II.8 : Schéma de principe d'essai de flambement.....	30
Figure II.9 : Principe de l'essai de dureté BRINELL.....	32
Figure II.10 : Principe de la dureté Vickers.....	32
Figure II.11 : Essai de dureté Knoop.....	32
Figure II.12 : Principe de la dureté Rockwell (échelle B, bille en acier.....	33
Figure II.13 : Représentation schématique du mouton pendule.....	36
Figure II.14 : Illustration de l'effet de structure.....	37
Figure II.15 : Géométrie d'impacteur.....	38
Figure II.16 : Micrographies de coupes de plaques impactées avec un impacteur de forme.....	38
Figure III.1 : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement: illustration sur un matériau stratifié.....	42
Figure III.2 : Report de charge radiale (rupture de fibre).....	43
Figure III.3 : Rupture de la matrice.....	45
Figure III.4 : Modes de fissuration de la matrice.....	45
Figure III.5 : Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre...	46
Figure III.6 : Décohésion fibre-matrice.....	46

Figure III.7 : Modes de sollicitation en mécanique de la rupture.....	47
Figure III.8 : Différents types de fissuration au sein d'un composite stratifié.....	48
Figure III.9 : Mécanisme de rupture dans les stratifié.....	48
Figure III.10 : Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°	49
Figure III.11 : Rupture en présence d'un trou d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone.....	50
Figure III.12 : Stratifié croisé $\pm 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0°	50
Figure III.13 : Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone	51
Figure III.14 : Représentation schématique de principaux mécanismes de ruine stratifiés carbone/époxy a plis tissés.....	51
Figure III.15 : Effet de la longueur d'une fibre de verre E sur la résistance moyenne de la fibre.....	52
Figure III.16 : Influence du diamètre des fibres de verre sur la résistance à la compression d'un composite.....	52
Figure III.17 : Corrélation entre la résistance au cisaillement du composite et le taux de porosité.....	53
Figure III.18 : Influence du taux de porosité sur la résistance à la Compression du composite à fibre de verre.....	53
Figure IV.1 : Renfort unidirectionnel en carbone utilisé.....	54
Figure IV.2 : Moulage au contact, a) Dépôt de tissu, b) Imprégnation avec la résine.....	55
Figure IV.3 : Scie à disque diamanté.....	55
Figure IV.4 : Direction de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort.....	56
Figure IV.5 : Géométrie des éprouvettes.....	56
Figure IV.6 : Matériel utilisé.....	57
Figure IV.7 : Echantillon avant et après calcination.....	58
Figure IV.8 : Machine de flexion trois points.....	59
Figure IV.9 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (0°).....	61
Figure IV.10 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (5°).....	61
Figure IV.11 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (15°).....	61
Figure IV.12 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (30°).....	62
Figure IV.13 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (45°).....	62
Figure IV.14 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (90°).....	62
Figure IV.15 : Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture.....	64
Figure IV.16 : Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité.....	65
Figure IV.17 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (0°).....	66
Figure IV.18 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (5°).....	66
Figure IV.19 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (15°).....	66
Figure IV.20 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (30°).....	67
Figure IV.21 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (45°).....	67
Figure IV.22 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (90°).....	67
Figure IV.23 : Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture.....	69
Figure IV.24 : Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité.....	69
Figure IV.25 : Représentation schématique de l'éprouvette impactée.....	70
Figure IV.26 : a) Mouton pendule, b) Emplacement de l'éprouvette, c) Différentes masses.....	71
Figure IV.27 : Eprouvettes rompues par choc Charpy.....	75
Figure IV.28 : Energie absorbée en fonction de l'orientation des fibres.....	76
Figure IV.29 : Résilience en fonction de l'orientation des fibres.....	77
Figure IV.30 : D'uromètre et empreinte Knoop.....	78

Liste des tableaux

Tableau I.1 : différents types de fibres de verre filables.....	5
Tableau I.2 : Caractéristiques moyennes de différentes fibres.....	6
Tableau II.1 : Rayons de pannes en fonction de l'épaisseur de l'éprouvette.....	28
Tableau IV.1 : Résultats de l'essai de perte au feu.....	58
Tableau IV.2 : Caractéristiques mécaniques du matériau suivant les différentes directions.....	60
Tableau IV.3 : Caractéristiques mécaniques du matériau suivant les différentes directions.....	65
Tableau IV.4 : Données techniques du mouton pendule.....	72
Tableau IV.5 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (0°).....	73
Tableau IV.6 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (5°).....	73
Tableau IV.7 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (15°).....	73
Tableau IV.8 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (30°).....	74
Tableau IV.9 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (45°).....	74
Tableau IV.10 : Résultats d'essai Charpy pour le lot F (90°).....	74
Tableau IV.11 : Résultats obtenu pour l'échantillon UD.....	78

Introduction générale

Introduction générale

Le développement des matériaux composites est né de la volonté d'allier les qualités techniques au besoin d'allégement dans un même matériau, qui par la suite doit s'adapter aux solutions technologiques des problèmes à résoudre. Les matériaux constituant le composite sont généralement choisis en fonction de l'application que l'on souhaite faire par la suite. Les critères de choix peuvent être, par exemple, les propriétés mécaniques requises, la résistance à la fissuration, la résistance à la chaleur ou à l'eau, ou même la méthode de mise en œuvre. Plus particulièrement, les matériaux composites à matrice organique et à renfort carbone trouvent de plus en plus d'applications dans la réalisation de pièces structurales de dimensions diverses dans de nombreux secteurs industriels.

Ainsi, pour promouvoir une plus grande utilisation des matériaux composites, il est primordial de déterminer leurs comportements mécaniques et d'analyser les défauts dans ces matériaux. Pour cela, il faut souvent avoir recours à des méthodes de contrôles en faisant subir à ces matériaux plusieurs essais mécaniques différents.

L'utilisation de structures en matériaux composites soumises à des sollicitations de flexion nécessite la connaissance du comportement au cisaillement de ces matériaux en statique et en dynamique. La sensibilité de ces matériaux au cisaillement inter laminaire peut entraîner des ruptures brutales. Plusieurs auteurs ont abordé ce problème en flexion d'éprouvettes encastrées en présence de deux types de défauts : défauts plans macroscopiques, défauts diffus (porosité). Le facteur géométrique l/h (élancement) permet de varier le taux du cisaillement au niveau d'un matériau composite unidirectionnel carbone/polyester, sollicité en flexion trois points. Des ruptures brutales sont observées, significatives de la réponse de l'interface inter-ply. Dans ce travail nous allons montrer, à partir de la même base d'essai en flexion monotone statique et choc Charpy le comportement d'un autre type d'interface : " interface inter-mèche ou intra-ply ". En premier lieu, et à titre de référence, nous avons mené des essais sur des unidirectionnels UD (0°). Par la suite des essais sont effectués sur des éprouvettes découpées avec des angles différents par rapport à la direction du renfort. Nous appelons ces essais : flexion " hors-axe ".

Notre mémoire est scindé en deux parties, une partie théorique constituée de trois chapitres ; le premier est consacré à une présentation générale des matériaux composites. Le second concerne les essais mécaniques et un bref aperçu sur le comportement au choc des matériaux composites. Les mécanismes d'endommagement seront présentés au troisième chapitre. La deuxième partie est consacrée à une étude expérimentale, dans laquelle nous exposons la description des matériaux utilisés et la détermination des propriétés mécaniques des différentes stratifications sous sollicitations statiques par des essais de flexion trois points. Nous avons par la suite effectué des essais de chocs Charpy pour voir la réponse des matériaux aux sollicitations dynamiques. Les mécanismes de dégradations obtenus par les essais de chocs Charpy sont analysés puis confrontés à ceux de la flexion simple pour les différents stratifiés. Nous terminons ce travail par une conclusion générale.

Chapitre I

Généralités sur les matériaux composites

I.1 Introduction

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, libertés des formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés chimiques. La connaissance des caractéristiques de chacun des composants permet, par la sommation de leurs performances (physique, chimique, mécanique, ...etc.), de définir celles du produit final.

I.2 Définition

Un composite est l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux non miscibles de nature différente, et dont les qualités se complètent afin d'obtenir un matériaux hétérogène et fortement anisotrope dont les performances sont supérieures à celles de ses constituants, ou mieux encore, par effets de synergie et non plus d'addition. Les matériaux composites ne sont pas alliés, mais associés [1].

I.3 Différents constituants

Un matériau composite est constitué généralement d'une ou plusieurs phases discontinues appelée renfort ; dispersées d'une façon contrôlée dans une phase continue appelée matrice (figure I.1). Dans le cas de plusieurs phases discontinues de nature différentes le composite est dit hybride. Le renfort est habituellement plus dur avec des propriétés mécaniques supérieures à celle de la matrice.

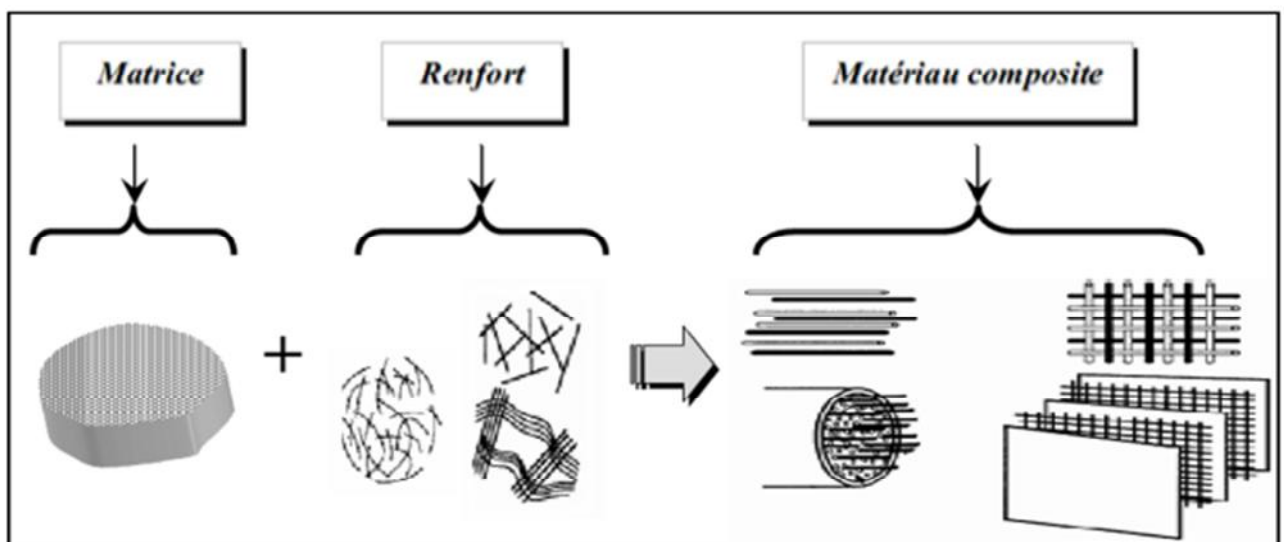


Figure I.1 : Constituants d'un matériau composite.

I.3.1 Les renforts

Ils sont de nature filamentaire, ils constituent l'armature ou le squelette du matériau composite à une fraction volumique de (30 à 70%) destinés à améliorer ou assurer la tenue mécanique (rigidité, résistance à la rupture, à la traction) tel que cette dernière est proportionnelle au rapport longueur /diamètre (l/d).[1]

I.3.1.1 La nature du renfort

Les renforts peuvent être de natures différentes et la figure (I.2) présente les principaux matériaux de renfort.

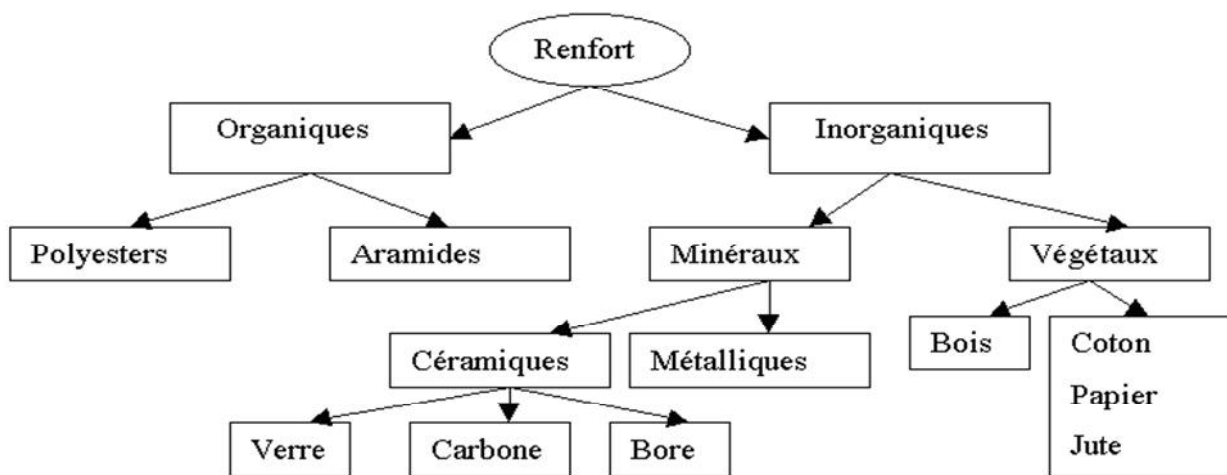


Figure I.2 : Les différents types de renfort.

➤ Les fibres de verre

Les fibres de verres constituent le renfort le plus utilisé actuellement pour les composites (Dans plus de 95%). Elles offrent pour un prix raisonnable une bonne adhérence, de bonnes propriétés mécaniques (mais inférieures à celles de la fibre carbone) et des propriétés d'isolation électrique acceptable, ça place est au premier rang des renforts utilisés dans les matériaux composites. [1]

Pour la plupart des applications [2]. Cependant, leurs faibles modules d'élasticité et leurs densités qui sont supérieure à celle des fibres de carbone limitent leurs utilisations pour la fabrication des pièces structurales. Les fibres de verre sont obtenues à partir des oxydes minéraux (Silice, Alumine, Caux, Magnésie, Oxyde de bore,...). On distingue plusieurs types (tableau I.1.).

Type	Caractéristique générales
E	A usage général, bonne propriétés mécanique
D	Hautes propriétés électrique
A	Hautes tenure en alcali
C	Bonne résistance chimique
R, S	Haute résistance mécanique

Tableau I.1 : différents types de fibres de verre filables.

➤ Les fibres de carbone

La fibre de carbone (figure I.3) est la plus utilisée pour les matériaux composites hauts performances. Elle est fabriquée d'une matière organique de base (appelée précurseur) constituée de fibre acrylique à partir du polyacrylonitrile (PAN). [1]

Deux avantages principaux de ces fibres sont leur fabrication plus adaptée à la production à grande échelle que d'autres types de fibres hauts performances et leurs excellentes propriétés mécaniques plus facilement transférables aux matériaux composites. Leur prix reste toutefois prohibitif pour les produits grands publics [3]. En raison de la diversité des techniques de fabrication et de nombre paramètres entrant en jeu, les fibres produites ont des propriétés plus au moins différentes. On distingue deux groupes :

- Les fibres à haute ténacité (HT) ou haute résistance (HR) $\sigma_{tr} = 3000 \text{ MPa}$;
- Les fibres à haut module (HM) de module en traction élevée $E_{tr} = 400 \text{ GPa}$.



Figure I.3 : Fibres de carbone.

➤ Les fibres d'aramide

Elles sont généralement connues sous le nom de *Kevlar*. Sont plus légères et ont une bonne résistance aux chocs, à l'impact et à l'abrasion, mais leur utilisation est limitée par leur faible résistance à la compression, à la flexion, au flambement, et elles sont sensibles au cisaillement inter laminaire [4]. Il existe deux types de produits :

- fibres à haut module (kevlar 49(R)) ;

- fibres standard (bas module), Kevlar 22R.

Kevlar : marque déposée de leur société créative.



Figure I.4 : Fibres d'aramide

➤ **Fibre naturelle**

Les fibres naturelles sont utilisées depuis 3000 ans dans les composites, par exemple dans l'ancienne Égypte, où la paille et d'argile étaient mélangés pour construire des murs. Au cours de la dernière décennie, les composites renforcés de fibres naturelles ont reçu une attention croissante, tant auprès du monde universitaire que de diverses industries. Il existe une grande variété de fibres naturelles qui peuvent être utilisées pour le renforcement ou comme charges [3].

I.3.1.2 Caractéristiques moyennes des fibres

Le tableau I.2 donne quelques caractéristiques de différentes fibres.

Renforts	Diamètre du filament (µm)	Masse volumique (kg.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	d	Mv	E	G	k	C _r	A	α
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻⁵
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	0,3*10 ⁻⁵
Carbone HM	6.5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	0,08*10 ⁻⁵
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	0,02*10 ⁻⁵
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	-0,2*10 ⁻⁵
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	0,4*10 ⁻⁵
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

Tableau I.2 : Caractéristiques moyennes de différentes fibres.

I.3.1.3 Les formes du renfort

Les fibres se présentent sous forme de filaments, qui apportent les propriétés mécaniques intéressantes à la structure composite. Les caractéristiques recherchées sont : bonne caractéristique mécanique, légèreté, résistance thermique, compatibilité avec les résines, adaptabilité aux procédés de mise en œuvre, faible prix.

Les fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- linéiques (fils, mèches, ... etc.) ;
- tissus surfaciques (tissus simples, mats, ... etc.) ;
- multidirectionnelles (tresses, tissus complexes, ...etc.).

Il existe également des fibres courtes de 1 à 2 mm qui sont dispersées dans la matrice, ou encore des fils coupés de 15 à 50 mm de longueur. Leur utilisation est encore limitée en raison des difficultés de fabrication [2].

I.3.1.3.1 Formes linéiques

Les fibres sont élaborées suivant un diamètre de quelques microns seulement (filaments élémentaires); trop petites pour l'utilisation unitaire, elles sont par conséquent réunies en fils ou en mèches de différentes formes :

- fil de base : ensemble de filaments élémentaires ;
- fil simple : ensemble de fils de base unitaires continus ou discontinus, maintenus ensemble par torsion ;
- fil retors : ensemble de fils simples retordus ensemble ;
- fil câblé : ensemble de fils retors, avec éventuellement des fils simples retordus une ou plusieurs fois ensemble ;
- mèches : ensemble de fibres élémentaires discontinues ;
- stratifil : ensemble de fils de base continus.

L'unité de masse linéique est le tex ($1 \text{ tex} = 1 \text{ g/Km}$).

I.3.1.3.2 Formes surfaciques

On trouve les mats et les tissus ou rubans développés essentiellement pour la fibre de verre :

➤ Les mats

Ce sont des nappes de fils continus ou discontinus, disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle, et maintenus ensemble par un liant soluble ou non dans les résines. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotropie des propriétés mécaniques du mat dans son plan [1]. Il existe deux types de mats : mats à fibres courtes et mats à fibres continues (figure I.5).



Figure I.5 : Formes de mats : (a) mat à fibres courtes, (b) mat à fibres continues.

➤ Les tissus et rubans

Ils sont constitués de deux arrangements surfaciques du fil perpendiculaire entre eux : la chaîne est ensemble de fils parallèles ; La trame est ensemble de fils s'encroisant avec ceux de la chaîne. Suivant le mode d'encroisement entre les fils de la chaîne et la trame on trouve toile et taffetas, satin, sergé voir (figure I.6) et (figure I.7).

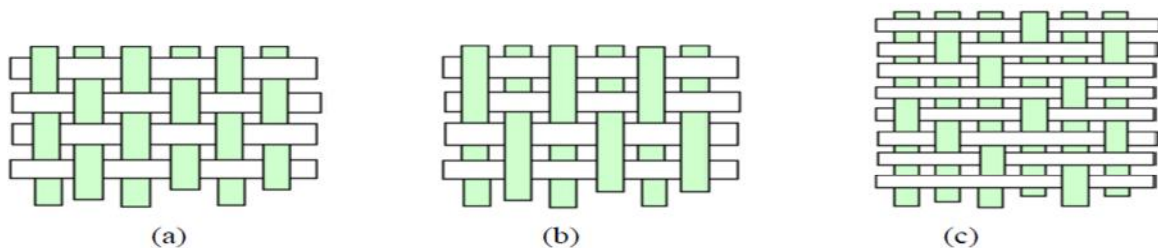


Figure I.6 : Principales forme de tissus : (a) toile et taffetas, (b) sergé, (c) satin.

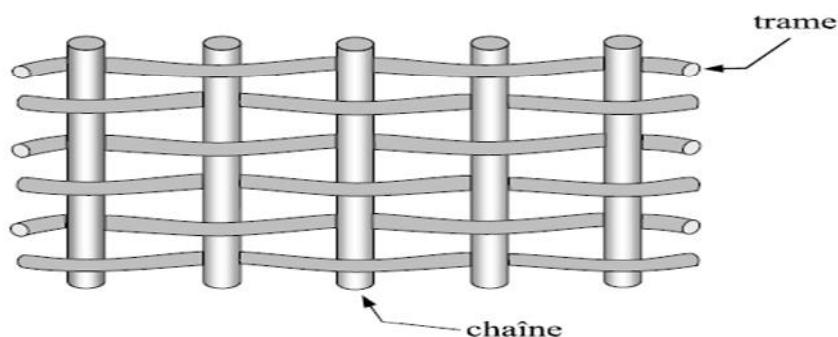


Figure I.7 : chaîne et trame d'un tissu.

I. 3.1.3.3 Formes multidirectionnelles

➤ Tresses et préformes

Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils sans traction en hélice, dont la variation de pats (figure I.8) permet d'ajouter la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc. par ce procédé, divers tissus peuvent être obtenus en forme de chaussettes conique, ogivales ou hémisphérique, utilisées pour satisfaire aux besoin de construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères.) [1].

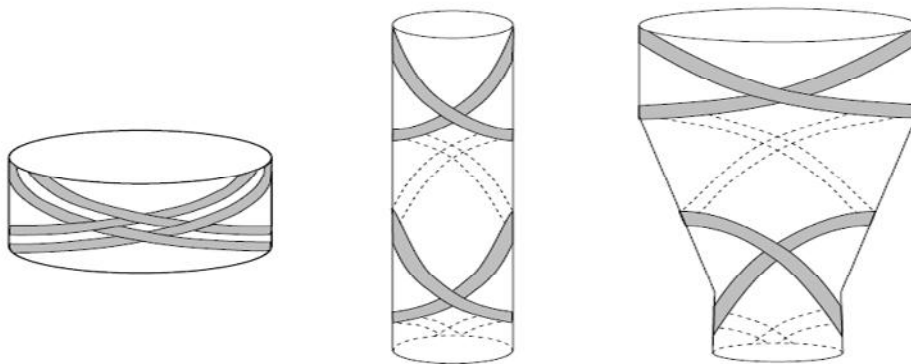


Figure I.8: tissage cylindrique et conique

➤ Tissu multidirectionnel

Des tissages volumique sont également utilisés, et caractérisé par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D,..., la structure la plus simple est celle du tissage 3D, ou les fils sont déposés suivant trois directions orthogonales (figure I.9). Dans un tissage 4D les fils sont disposés suivant quatre directions (figure I.10).l'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotrope [1].

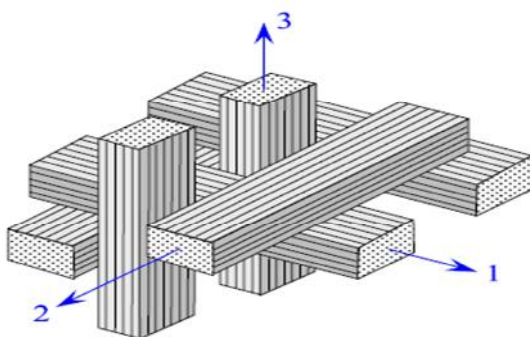


Figure I.9 : Tissage 3D orthogonal.

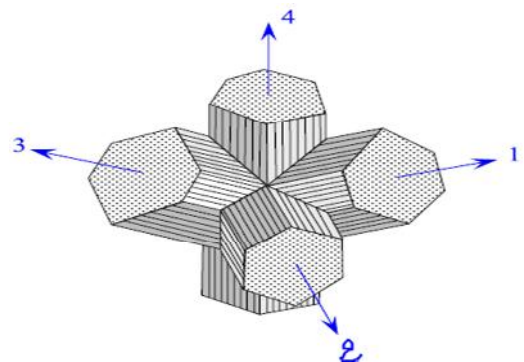


Figure I.10 : Tissage 4D.

➤ Nid d'abeilles

Utilisé dans les structures sandwich tel que le rapport rigidité/poids soit important, ces structures sont composées d'une peau-âme et matériau de couplage (figure I.11) .

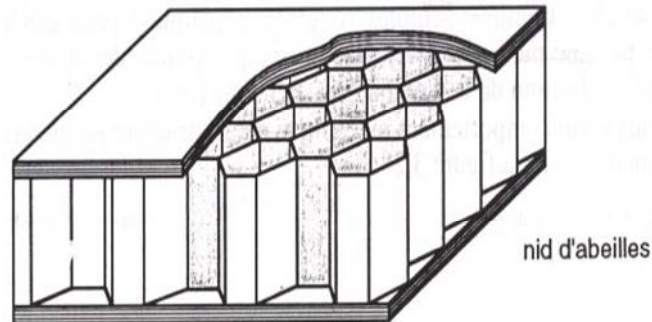


Figure I.11 : Nid d'abeilles.

I.3.2 Les matrices

Cette phase est indispensable à la liaison des divers éléments constitutifs, est composée d'une résine (polyester, époxyde, etc....) et d'une charge (carbonate de calcium, graphite, etc). Leur rôle est de lier les renforts, de répartir les charges (contraintes, résistance à la traction et rigidité) et d'assurer la protection chimique contre les agents agressifs extérieurs tels que (acides, humidité, corrosion...) et donne la forme au produit réalisé; pour les composites plastiques, elle est par définition un polymère ou une résine organique. Le choix de la matrice dépend de l'utilisation à laquelle est destinée le matériau composite. La figure I.12 présente les différentes familles de matrice.

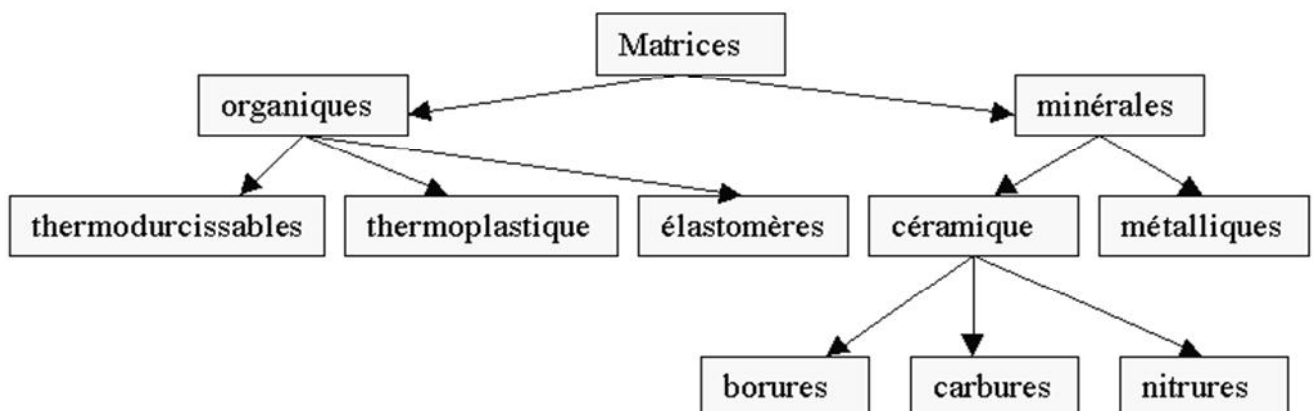


Figure I.12 : Différentes famille de matrices.

I.3.2.1 Résines thermoplastique

La famille des TP est très vaste qu'on peut séparer en plastiques de grande diffusion et plastiques techniques (techno-plastiques). Ils sont des polymères à chaîne linéaire, très répandus et peu coûteux (polyéthylène, polystyrène, polyéther cétone). Ces résines peuvent être recyclées plusieurs fois suite à des chauffages et refroidissements cycliques (figure I.13) [5]. Elles sont fréquemment utilisées seules, sans renfort et sans charges, et il ne s'agit plus, bien entendu, dans ce cas de matériaux composites. Leurs propriétés intrinsèques sont suffisantes pour permettre la réalisation d'objets, de pièces à fonctions diverses, supports, mécanismes, emballages. Ils sont appelées communément les plastiques. Généralement, elles sont associées avec les fibres de verre ou de carbone.

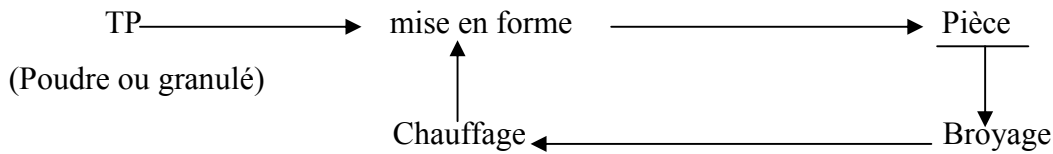


Figure I.13 : Boucle de vie d'un thermoplastique.

I.3.2.2 Résines thermodurcissables

Les résines les plus employées actuellement dans les matériaux composites sont les thermodurcissables (70% de l'ensemble des matériaux produits) pour des raisons de prix, de facilité de mise en œuvre, et de performances [6].

Pour obtenir des composites aux performances mécaniques plus élevées, on utilise en général comme matrice des polymères thermodurcissables, qui, après un traitement thermique ou physico-chimique (catalyseur, durcisseur), se transforment en des produits essentiellement infusibles. Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois (figure I.14) [5].

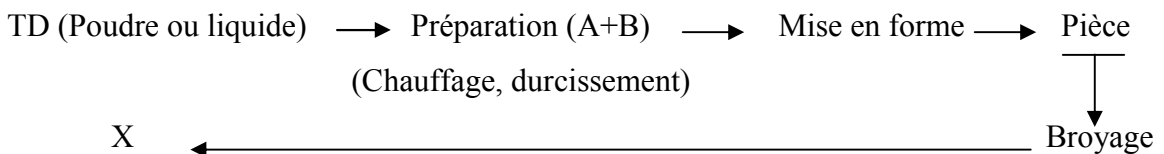


Figure I.14 : Boucle de vie d'un thermodurcissable.

Les résines les plus employées actuellement dans les matériaux composites sont les thermodurcissables.

Parmi ces résines, les plus utilisées sont [6]:

➤ **Le polyester insaturé**

Ce sont les résines les plus utilisées pour la réalisation des matériaux composites ; pour des raisons de prix, bonne rigidité, leur souplesse et la facilité de mise en œuvre,.... Elles sont renforcées le plus couramment par des fibres de verre.

➤ **L'époxyde**

Avec de bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes constituent les matrices de base des matériaux composites de hautes performances utilisées surtout dans le domaine mécanique (construction aéronautique, espace, militaire...).

➤ **Les résines vinylesters**

Ces résines se rapprochent des résines polyesters par leur mode de copolymérisation (facilité de mise en œuvre) et des résines époxydes par leurs caractéristiques structurales (tenue mécanique, thermique et chimique meilleur par rapport aux résines polyester).

➤ **les résines phénoliques**

Elles sont caractérisées par leur tenue au feu à haut température. Le développement de ces résines est freiné par une mise en œuvre plus délicate que celle des composites polyesters.

I.3.3 L'interface

L'interface n'est pas une entité bien définie ; c'est un maillon très important au niveau d'un matériau composite ; elle est la surface de jonction entre deux matériaux en contact. C'est l'élément qui conditionne le degré de synergie de l'association fibre/matrice qui s'établit entre les constituants lors de l'élaboration du composite, afin d'assurer une bonne compatibilité matrice/renfort [6]. Ainsi le rôle essentiel attribué à l'interface est de permettre de :

- Assurer la continuité physique d'un constituant à l'autre à travers tout le matériau en empêchant, par exemple la formation de porosités;
- Transmettre les efforts : en effet, la matrice répartit et transmet les efforts aux fibres par l'intermédiaire des interfaces;
- Protéger l'une des deux phases : les fissures peuvent ainsi être divisées, l'humidité arrêtée par l'ensimage (fibre de verre) ou la réaction chimique de la matrice sur le renfort ralentie (matrice métallique).

I.3.4 Les charges

Les matériaux composites peuvent être renforcés par un autre matériau se présentant sous forme de fines particules : ce sont les charges.

Elles apportent des propriétés particulières ou complémentaires, qui ont pour rôle de modifier les caractéristiques des matériaux et permettent un abaissement du prix de revient. Elles sont utilisées surtout dans les composites de grande diffusion, et peuvent remplir différentes fonctions. Ces charges peuvent être classées suivant leur forme géométrique [1] :

- Charges sphériques;
- Charges non sphériques.

I.4 Types de matériaux composites

On distingue, généralement, deux grandes familles :

I.4. 1 Composite à grande diffusion (GD)

Ce sont les plus courants, ils sont généralement réalisés à partir de fibres de verre et de résine polyester insaturée ou phénolique. Ils constituent plus de 95% de la production et les demandeurs les plus importants sont l'industrie des transports (automobile, ferroviaire) et la construction électrique. Ils sont destinés à des fabrications en grande série [7], souvent très automatisés.

I.4. 2 Composite à haute performance (HP)

Sont surtout des matériaux composites à résines époxydes renforcées par des fibres de verre, de carbone ou d'aramide. Contrairement à la première classe, ces matériaux présentent des propriétés mécaniques spécifiques plus élevées mais d'un coût unitaire important. Ces matériaux sont utilisés dans le spatial, l'aéronautique, l'industrie de sport, l'électronique, le génie chimique et la construction navale [6].

I.5 Classification des composites

Les matériaux composites peuvent être classés suivant la forme de leurs constituants ou suivant leurs natures [1] :

I.5.1 Classification suivant la forme des constituants

En fonction de la forme de leurs constituants, on distingue deux grandes classes.

I.5.1 .1 Composites à fibres

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Celles-ci peuvent être soit continuées ou discontinues.

I.5.1 .2 Composites à particules

Un composite est dit à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Celles-ci sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait ; dans de nombreux cas; les particules sont simplement utilisées comme charge pour réduire le coût du matériau, sans en altérer les autres caractéristiques du matériau.

I.5.2 Classification suivant la nature des constituants

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés en trois catégories:

- **Composites à matrice organique (résines, charges) :**
 - Des fibres minérales : verre, carbone, etc;
 - Des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc;
 - Des fibres métallique : bore, aluminium, etc.
- **Matrice métallique**
 - Les fibres minérales : carbone, carbure de silicium (Sic);
 - Des fibres métallique : bore;
 - Des fibres métallo-minérales : fibres de bore, revêtues de carbone de silicium (Borsic).
- **Matrice minérale (céramique)**
 - Des fibres métallique : bore;
 - Des particules métalliques : cermets;
 - Des particules minérales : carbure, nitrure, etc.

I.6 Architecture des composites

I.6. 1 Les stratifiés

La stratification est une autre structure couramment rencontrée dans les pièces composites. Dans un stratifié, les fibres sont agencées en couches fines (quelques dixièmes de millimètre) nommées plis, qui sont empilées les unes sur les autres ; après la mise en forme, ces couches seront liées entre elles par l'intermédiaire de la matrice. Au sein d'un pli, les renforts peuvent avoir n'importe quel type de disposition, pourvu qu'elle soit plane (Figure I.15).

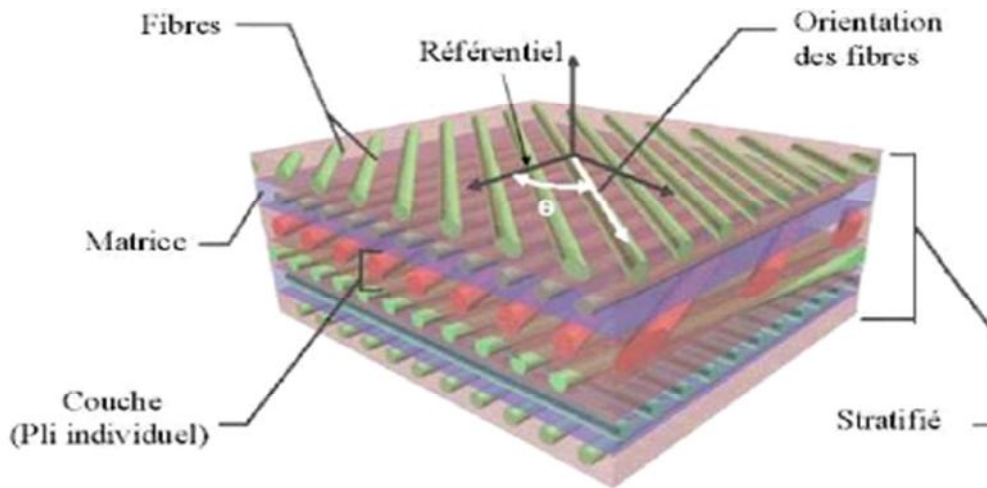
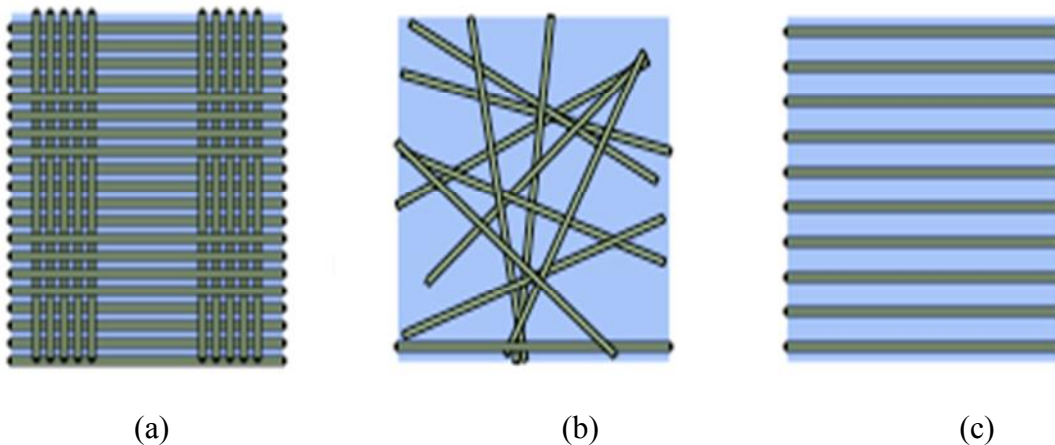


Figure I.15: Stratifié unidirectionnelle à plusieurs directions.

- ♦ Soit l'un des tissus plans décrits ci-dessus (figure I.16.a), ce qui donne un comportement plus ou moins anisotrope selon la proportion de fils dans les deux directions ;
- ♦ Soit un mat : les fibres sont disposées « en vrac » sans orientation privilégiée sur quelques couches (figure I.16.b), ce qui donne un comportement quasi-isotrope dans le plan ;
- ♦ Soit un tissu unidirectionnel : les fibres sont disposées parallèlement les unes aux autres sur quelques couches (figure I.16.c) et uniquement maintenues dans cette disposition par quelques fils de trame, ce qui donne un comportement fortement anisotrope.



(a) tissu plan (ici non équilibré), (b) mat, (c) unidirectionnel.

Figure 1.16 : Dispositions possibles des fibres dans un pli

En jouant sur l'ordre et l'orientation des plis (figure I.17), 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. A l'échelle de la structure, les

comportements mécaniques ainsi obtenus peuvent être très complexes, et vont du quasi-isotrope à une anisotropie marquée lorsque l'application le nécessite. Les stratifiés sont globalement moins coûteux à fabriquer que les tissus 3D : en contre-partie, ils sont sujets au délaminage (c'est-à-dire que les plis peuvent se décoller les uns des autres, lorsque la matrice qui les relie se fissure).

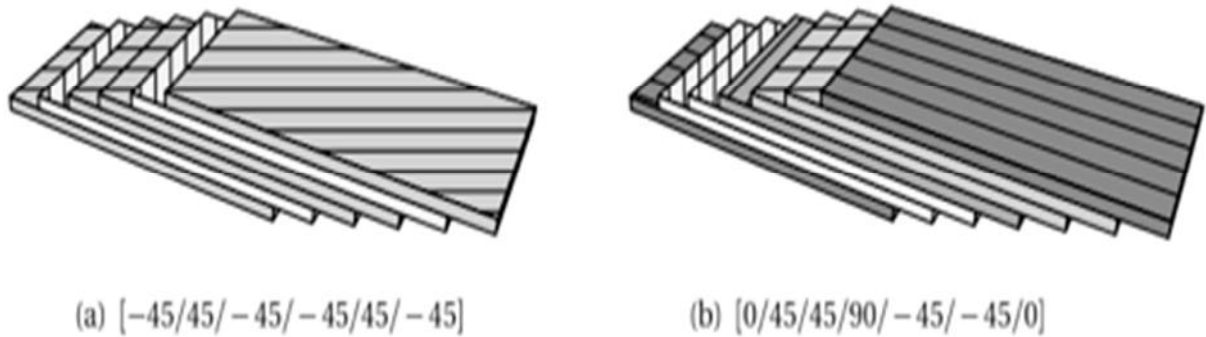


Figure I.17 : Exemples de stratifiés à base de plis unidirectionnels. Les nombres entre crochets désignent l'angle de chaque pli (en degrés) par rapport à une direction de référence.

I.6.2 matériaux sandwich

Les pièces composites tissées ou stratifiées sont généralement minces. Par conséquent, elles ne résistent efficacement qu'aux sollicitations en membrane, c'est-à-dire dans leur plan, et résistent mal aux sollicitations hors plan (flexion et torsion). Pour concevoir des pièces rigides en flexion et en torsion, une technique couramment employée est celle des structures en sandwich, constituées de deux peaux (généralement stratifiées) collées sur une âme épaisse mais légère, comme une mousse de polymères ou un nid d'abeilles, à l'aide d'adhésifs (figure I.18).



Figure I.18 : La forme d'un matériau sandwich.

I.7 Quelques procédés de fabrication de structures composites

Les techniques de fabrication jouent un rôle considérable sur les propriétés mécaniques des composites car chacune des opérations influe de manière irréversible sur le produit fini. De

nombreuses méthodes de fabrication ont été développées pour répondre aux besoins bien définis, et leurs choix dépendent surtout des caractéristiques mécaniques et de la géométrie du produit, et l'importance des séries.

- **Moulage au contact**

Procédé manuel (figure I.19) pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée.[8]

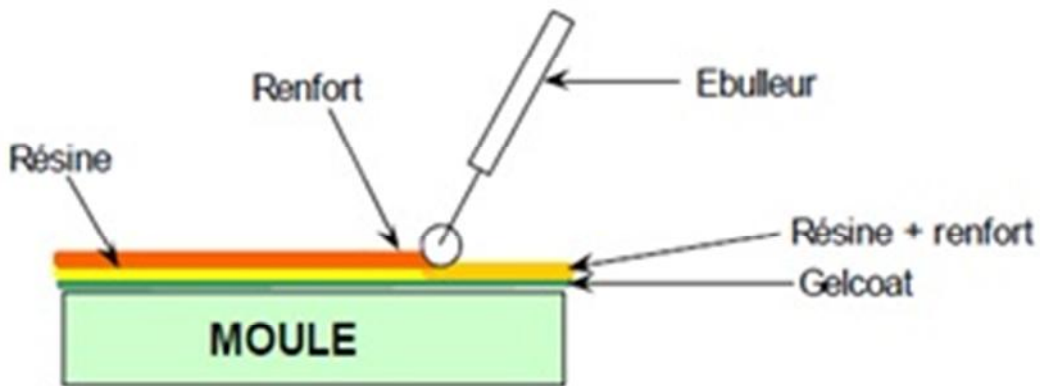


Figure I.19 : Moulage au contact

- **Moulage par projection**

Procédé manuel ou robotisé (figure I.20) permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite « de projection » comprenant :

- un dispositif de coupe – projection du renfort (roving) ;
- un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et éboulés à l'aide de rouleaux et d'éboueurs. La résine pré accélérée est catalysée en continu lors de sa projection. [8]

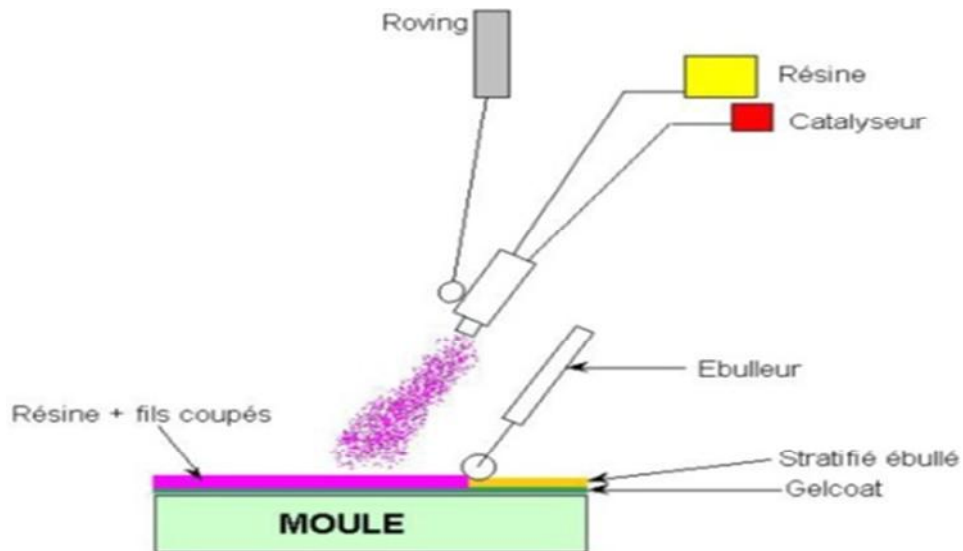


Figure I.20 : Moulage par projection

La résine catalysée et les fibres de renfort coupées sont projetées simultanément au moyen d'un pistolet sur une forme

- **Enroulement filamentaire**

Le procédé de moulage limité aux formes de révolution. Initialement, destiné à la réalisation d'enveloppes de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques par enroulement progressif sur un mandrin, selon un angle déterminé de fils de verre imprégnés de résine (Figure I.21). Par la suite, le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux rovings bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée. Utilisée pour la fabrication de toutes pièces de révolution à produire en série qui nécessitent une résistance élevée.[8]

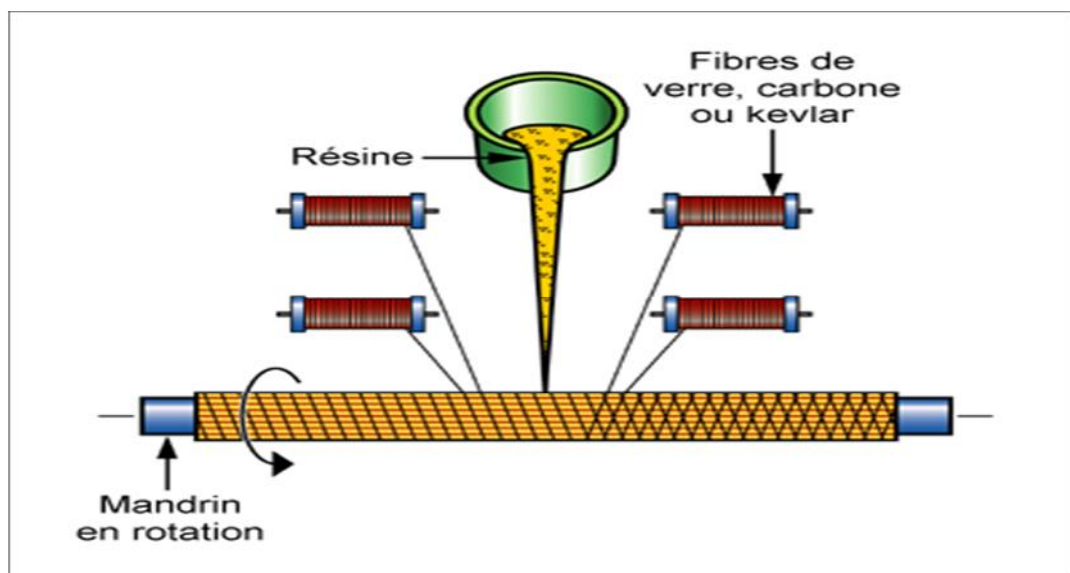


Figure I.21 : Enroulement filamentaire.

- **Moulage par injection basse pression de résine - RTM**

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Molding) (Figure I.22) s'effectue entre moule et contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu'au remplissage complet de l'empreinte. Après durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce démoulée.[8]

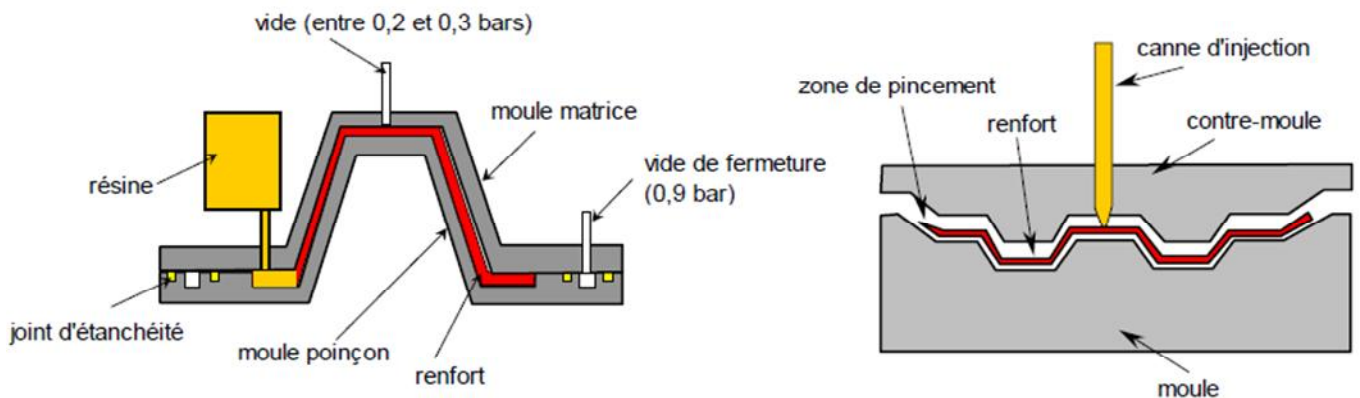


Figure I.22 : Moulage par injection basse pression.

I.8 Les fonctions apportées par les matériaux composites dans les différents secteurs d'application

I.8.1 Les composites et la construction électrique

En utilisant les propriétés remarquables des matériaux composites, la construction électrique réalise des équipements fiables, aux fonctions multiples et à longue durée de vie.

Les caractéristiques propres aux matériaux composites permettent de répondre à des besoins liés à la sécurité, tels que :

- Leur propriété d'isolant électrique pour les supports de rail, les noyaux de transformateurs, les coupe-circuits ;
- Leur transparence aux ondes électromagnétiques pour les radômes (guidage d'ondes) ;
- Leur résistance au feu (boîtiers de disjoncteurs) ;
- La résistance aux températures élevées des composites à matrice polyesters (radiateurs d'intérieur surmoulés sur insert métallique).

I.8.2 Les composites dans les équipements de sports et loisirs

Les composites permettent d'augmenter sur mesure les performances et la fiabilité des articles de sports. Ils permettent d'accroître la longévité des articles de sport, sans réparation, pendant toute leur durée de vie.

I.8.3 Les composites dans le secteur médical

L'utilisation des composites permet d'augmenter la fiabilité et la précision des instruments grâce à :

- Une meilleure résistance aux chocs ;
- Une grande rigidité pour les instruments chirurgicaux de précision (guides de perçage auparavant en Inox, prothèses) ;
- Une bonne résistance à la corrosion (prothèses, brancards).

I.8.4 Les composites et la construction nautique

L'allègement des structures est le principal apport des composites utilisés dans la construction nautique.

I.8.5 Les composites et la construction industrielle

L'utilisation des matériaux composites peut contribuer à améliorer la sécurité de certains sites industriels sensibles et faciliter la conception des bâtiments.

Les composites permettent d'augmenter la fiabilité et la longévité des équipements en raison de leurs qualités :

- De résistance à l'humidité (éoliennes) ;
- D'isolation thermique ;
- De résistance aux attaques chimiques et à la corrosion (réservoirs de produits chimiques, oléoducs) ;
 - de rigidité et de résistance mécanique aux fortes pressions (réservoirs jusqu'à 700 bars, conduites jusqu'à 100 bars) et aux secousses sismiques pour les conduites de centrales nucléaires.

I.8.6 Les composites dans la construction civile

Les composites apportent au bâtiment la souplesse des formes, la résistance aux contraintes climatiques, et les composites renforcés de fibres de carbone la résistance aux séismes.

Les composites permettent de mieux protéger les bâtiments contre les agressions extérieures grâce à leurs qualités :

- De résistance à la corrosion, qui justifie l'utilisation des composites dans la réhabilitation des ponts aux Etats Unis et en Grande Bretagne ;
- D'étanchéité et d'isolation thermique (panneaux isothermes) ;
- D'isolation phonique ;
- De bonne tenue aux variations climatiques, de température et d'humidité (dômes, maisons mobiles).

I.8.7 Les composites dans le ferroviaire

Dans le secteur ferroviaire, la facilité de conception et le bon comportement au feu sont les principaux atouts des matériaux composites.

Les composites permettent une grande liberté de conception pour des pièces d'habillage aux formes complexes en 3D (pas de profil plan) :

- Pièces extérieures : nez de TGV, faces avant de métros ;
- Pièces d'intérieur : tablettes, sièges.

I.8.8 Les composites et l'automobile

Les composites apportent au secteur de l'automobile une facilité d'entretien, une grande liberté de conception et un allègement pour les constructeurs.

I.8.9 Les composites dans l'aéronautique

L'aéronautique utilise les composites « hautes performances » pour la fabrication de pièces de structure primaire des appareils en raison de leur légèreté et de leur souplesse de forme.

Les composites facilitent et réduisent la maintenance des appareils (par exemple les pales d'hélicoptère en métal doivent être remplacées toutes les 50 heures ; celles en composites, après plusieurs mois d'utilisation) grâce à :

- Leur résistance à la corrosion ;
- Leur résistance à la propagation des fissures ;
- Leur excellente tenue à la fatigue.

I.9 Conclusion

La caractérisation d'un matériau composite doit tenir compte de toutes les conditions et considérations afin de mieux définir désormais, son rôle et ses performances. On réalisera des essais mécaniques destinés, non seulement à mesurer les propriétés mécaniques, mais aussi à déterminer les caractéristiques locales des interfaces. Pour l'étude du son comportement et pouvoir ainsi établir ces propriétés, d'autres paramètres peuvent intervenir comme l'endommagement de ces constituants de base. Dans cet intérêt une étude statique et dynamique par le biais des essais de choc Charpy a faible énergie d'impact fera l'objet du deuxième chapitre.

Chapitre II

Essais mécaniques sur les composites

II.1 Introduction

La connaissance des caractéristiques mécaniques d'un matériau composite et sa structure permettent de comprendre, voir 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. Car toute conception d'une nouvelle structure nécessite une connaissance du comportement mécanique des matériaux utilisés ainsi que leurs propriétés mécaniques (limite d'élasticité, charge de rupture, limite d'endurance en fatigue, etc.).

II.2 Essais mécaniques

Les propriétés du composites doivent satisfaire le cahier des charges (calculs de résistance et durabilité). Le contrôle du taux de renfort et de la température de transition permet de situer la qualité du produit. Les essais non destructifs permettent la mise en évidence des défauts de structure qui initient l'endommagement ainsi que l'évolution du processus de rupture. Parmi les moyennes utilisés pour avoir accès à ces données, la caractérisation passe donc par des essais sur chaque type de composite utilisé. Ces essais sont classes en plusieurs types:[9]

- **Essais statiques**

- essai de traction et de compression (traction longitudinale, transversale, hors axes, compression longitudinale...)
- essai de flexion (trois points, quatre points, par flambement, ...)
- essai de dureté

- **Essais dynamiques**

- essai de compression dynamique
- essai au choc
- essai de fatigue

➤ **Essais mécaniques sur l'interface fibre-matrice :**

- essai sur éprouvettes modèles (Essai Pull-out, essai de fragmentation, ...)
- essai sur produit fini (essai de micro-indentation, essais de cisaillement interlaminaire, par flexion ou par traction...)

De plus d'autres essais ou analyses permettront une meilleure connaissance du composite :

- vieillissement (absorption d'eau, tenue en température,...)
- dilatation thermique...

➤ **Essais sur les composants :**

- le renfort ;
- la matrice (la résine)... etc.

Dans notre étude, nous intéressons à la détermination des propriétés mécaniques fondamentale des matériaux composites UD par des essais statiques (essai de flexion simple et courte), et les essais dynamique (essai de choc Charpy).

II.3 Essais statique

II. 3.1 Essai de traction

L'essai de traction est le plus fréquemment utilisé afin de déterminer le comportement mécanique d'un matériau (la limite élastique σ_e , la contrainte à la rupture σ_R , le module de Young E, le coefficient de Poisson ainsi que la contrainte maximale de traction $\sigma_{tr\ max}$). Il consiste à soumettre une éprouvette a un effort de traction jusqu'à rupture. [9]

II. 3.1.1 Traction longitudinale

Dans le cas d'une traction longitudinale (figure II.1), la charge F_1 est exercée suivant la direction des fibres (composite unidirectionnel) ou suivant la direction de chaîne (composite tissu) sur la section droite du matériau.[9]

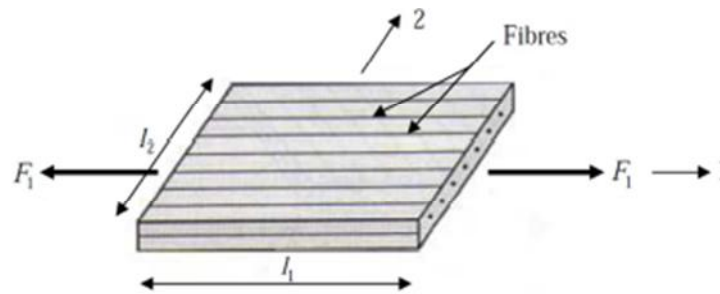


Figure II.1 : Essai de traction longitudinale

La contrainte normale σ_{11} est donnée par :

$$\sigma_{11} = \frac{F_1}{S_1} \quad (\text{II.1})$$

Les déformations longitudinales et transversales sont données respectivement par:

$$\epsilon_{11} = \frac{\Delta L_1}{L_1} \quad (\text{II.2})$$

$$\varepsilon_{22} = \frac{\Delta L_2}{L_2} \quad (\text{II.3})$$

Le module longitudinal E_L et le coefficient de poisson ν_{LT} sont ensuite calculés à partir des expressions suivantes :

$$E_L = \frac{\sigma_{11}}{\varepsilon_{11}} \quad (\text{II.4})$$

$$\nu_{LT} = \frac{\varepsilon_{22}}{\varepsilon_{11}} \quad (\text{II.5})$$

II.3.1.2 Traction transversale

Dans le cas d'une traction transversale (figure II.2), la charge F_2 est exercée suivant la direction transverse aux fibres ou suivant le sens trame sur la section droite du matériau.[9]

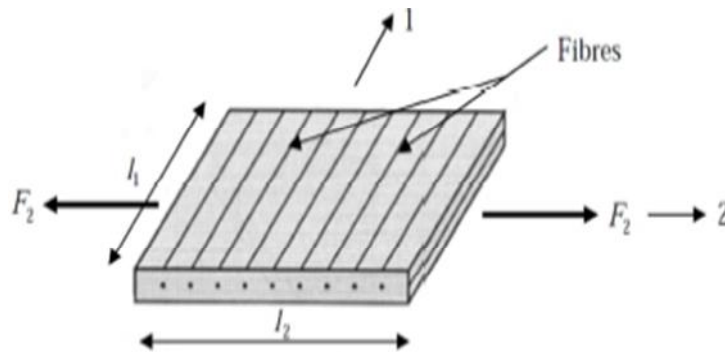


Figure II.2 : Essai de traction transversale

La contrainte normale σ_{22} est donnée par :

$$\sigma_{22} = \frac{F_2}{S_2} \quad (\text{III.6})$$

Le module de Young transversal E_T et le coefficient de poisson ν_{TL} sont calculés respectivement par les relations (II.7) et (II.8).

$$E_T = \frac{\sigma_{22}}{\varepsilon_{22}} \quad (\text{II.7})$$

$$\nu_{TL} = \frac{\varepsilon_{11}}{\varepsilon_{22}} \quad (\text{II.8})$$

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 (figure II.3). La charge F est exercée suivant la direction x sur la section du matériau.[9]

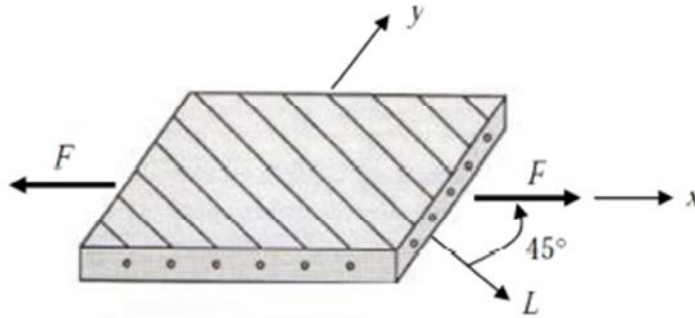


Figure II.3 : Essai de traction hors axes

Lors d'un essai de traction hors axes sur composites unidirectionnels, le matériau subit un état de contraintes planes (contraintes longitudinales, transversales et de cisaillements). La contrainte normale σ_{XX} est donnée par :

$$\sigma_{XX} = \frac{F}{S} \tag{II.9}$$

Le module de Young dans la direction x s'exprime par :

$$E_{45} = E_{XX} = \frac{\sigma_{XX}}{\epsilon_{XX}} \tag{II.10}$$

Ce module s'exprime par :

$$\frac{1}{E_X} = \frac{1}{E_{45}} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_L} + \frac{1}{E_T} + \frac{1}{G_{LT}} - 2 \frac{\nu_{LT}}{E_L} \right) \tag{II.11}$$

Le module de cisaillement longitudinal G_{LT} est donne par :

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{4}{E_{45}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\nu_{LT}}{E_L} \tag{II.12}$$

La figure II.4 représente des éprouvettes découpées avec des angles différents par rapport à la direction des fibres pour l'essai hors axes.

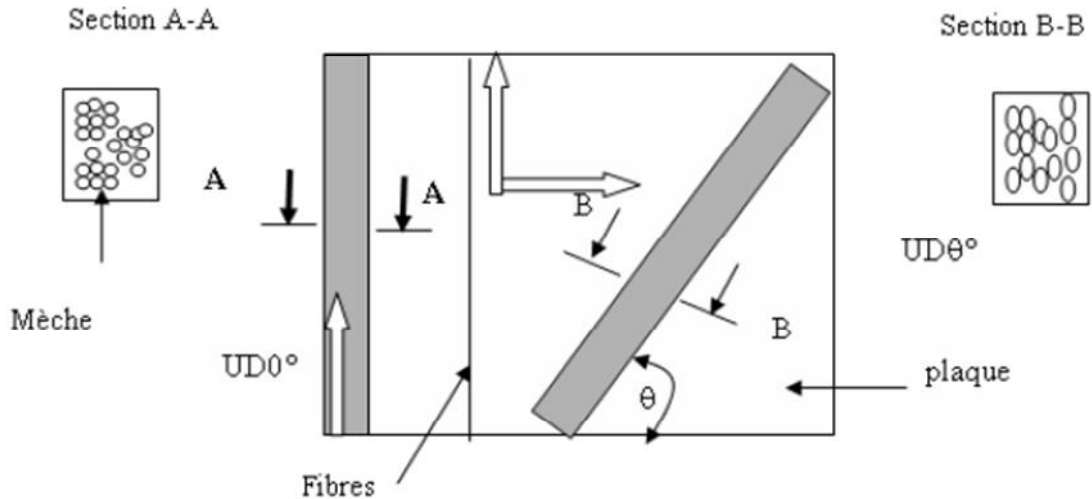


Figure II.4 : Obtention des éprouvettes unidirectionnel et hors axes dans les plaques.

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.[10]

II.3.2 Essai de compression

L'essai consiste à appliquer à une vitesse constante un effort de compression sur un barreau parallélépipédique disposé verticalement (figure II.5). Il détermine la contrainte à la rupture en compression. Mais pour cet essai la résistance du matériau composite unidirectionnel dépend de multiples facteurs tels que la fibre, la matrice, la résistance interfaciale et le taux de vide.[10]

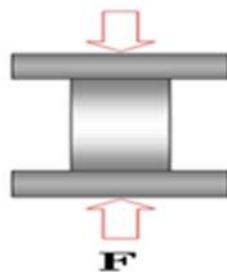


Figure II.5 : Essai de compression

L'essai de compression détermine la contrainte à la rupture en compression qui est définie par la formule suivante :

$$\sigma_r = \frac{F_r}{lh} \quad (\text{II.13})$$

Avec : $\left\{ \begin{array}{l} F_r : \text{charge à la rupture} \\ l : \text{Longueur de l'éprouvette} \\ h : \text{épaisseur de l'éprouvette} \end{array} \right.$

II.3.3 Essai de flexion

Les essais de flexion sur composites sont réalisés suivant les normes T 57-105, T 57-302 ASTM D 790, JIS K 7074 ou normes EN ISO 14125. Ces essais sont largement utilisés dans les milieux industriels en raison de leur simplicité. Cependant, la flexion n'engendre pas un état de contrainte simple (ou pur) au sein des matériaux testés : les contraintes de traction sont maximales dans la partie convexe, les contraintes de compression sont maximale dans la partie concave et les contrainte de cisaillement sont maximale sur les axes neutre de l'éprouvette.

Le rapport L/h détermine les contributions respectives de la flexion et du cisaillement. La rupture se produira soit par flexion soit par cisaillement selon la valeur de ce rapport. Pour une valeur suffisamment grande de L/h , dépendant fortement de la nature du matériau, caractérisé par son rapport d'anisotropie E_{11}/G_{12} , les effets du cisaillement peuvent être négligés. En pratique dans le cas des composites unidirectionnels verre/époxy, $E_{11}/G_{12} = 10$, la norme française sur les matières plastiques renforcées par du verre textile, définit les limites suivantes : $L/h \geq 16$ flexion pure (Norme NFT 57-105), $L/h < 5$ cisaillement pur (norme NFT 57-104). L'essai de flexion pure permet de déterminer un module de flexion apparent très proche du module longitudinal de traction. Les valeurs de résistance en flexion sont généralement supérieures aux valeurs mesurées par un essai de traction. Ceci peut s'expliquer en considérant la taille du volume sollicité. Au cours de l'essai de flexion, la répartition du champ de contrainte étant non homogène, le volume de matériau soumis à la contrainte maximale est alors plus faible qu'au cours de l'essai de traction longitudinal. Bien que dans la majorité des cas, les valeurs de résistances en flexion soient associées à un faciès de rupture en traction, il n'est pas exclu d'avoir des faciès de rupture en compression, associés à des effets de poinçonnage ce dernier phénomène est généralement rencontré dans des matériaux composites à matrices ductiles. [10]

II.3.3. 1 Essai de flexion trois points

Les essais de flexion trois points sont menés dans des conditions précises (figure II.6) sur des barreaux rectangulaires dont les dimensions sont normalisées. Le tableau II.1 donne le rayon des pannes en fonction de l'épaisseur de l'éprouvette

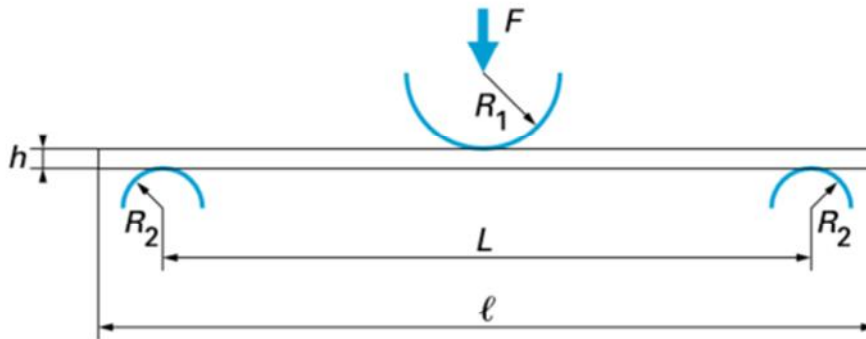


Figure II.6 : Essai de flexion trois points selon EN ISO 14125.

Rayon de panne [mm]	
R ₁	5 – 0,2
R ₂ pour h ≤ 3 mm	2 – 0,2
R ₂ pour h > 3 mm	5 – 0,2

Tableau II.1 : Rayons de pannes en fonction de l'épaisseur de l'éprouvette

Dans cet essai on a :

- Le module de flexion :

$$E_f = \frac{L^3}{4.b.h^3} \frac{F}{W} \tag{II.14}$$

- La contrainte normale de flexion :

$$\sigma_f = \pm \frac{3.F.L}{2.b.h^2} \tag{II.15}$$

- La déformation en surface :

$$\epsilon = \frac{6.W.h}{L^2} \tag{II.16}$$

- La contrainte de cisaillement

$$= \frac{3.F}{4.b.h} \tag{II.17}$$

Avec :

L : distance entre appuis (mm)

F : charge appliquée (N)

h : épaisseur de l'éprouvette (mm)

b : largeur (mm)

l : distance totale de l'éprouvette (mm)

R_1 : rayons de cylindre de la panne (mm)

R_2 : rayons des cylindres d'appuis (mm)

W : flèche de l'axe neutre (mm)

On note cependant que les contraintes normales sont en fonction de la distance entre appuis ce qui n'est pas le cas de la contrainte de cisaillement. En pratique, lors des essais de flexion, il est donc possible de privilégier un mode de rupture par rapport à l'autre en jouant sur la distance entre appuis [11].

II.3.3. 2. Essai de flexion quatre points

Pour éviter l'influence des contraintes de cisaillement (sur la déformée et le mécanisme de rupture) qui se superposent aux contraintes normales de flexion, on utilise quelque fois la méthode de flexion quatre points pour laquelle l'effort tranchant est nul dans la zone des contraintes maximale. La figure II.7 présente le montage d'essai utilisé sachant que le diamètre des appuis sont les mêmes que ceux retenus en flexion trois points [11].

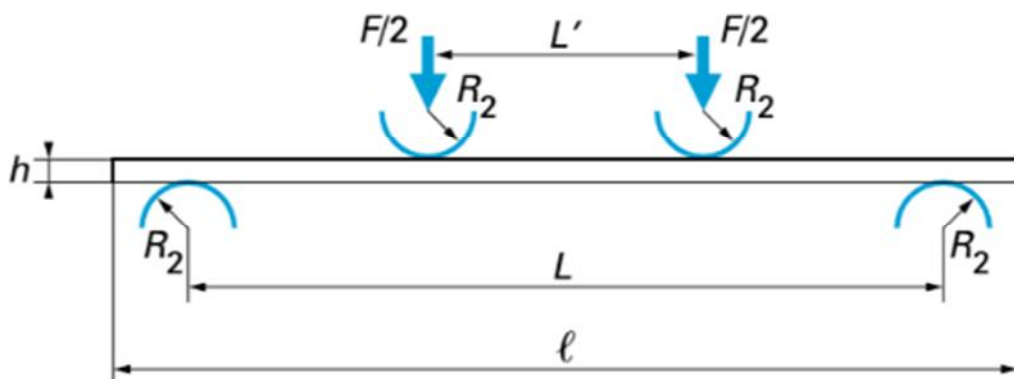


Figure II.7 : Essai de flexion quatre points selon la norme EN ISO 14125.

Comme précédemment pour la flexion trois points, la contrainte normale, le module et la déformation ainsi que la contrainte de cisaillement s'expriment respectivement par les relations suivantes :

$$\sigma_f = \frac{F.L}{b.h^2} \tag{II.18}$$

$$E_f = \frac{0,21.L^3.F}{b.h^3.w} \tag{II.19}$$

$$\square = \frac{4.7wh}{l^2} \tag{II.20}$$

$$= \frac{3.F.L}{2.b.h^2} \tag{II.21}$$

L : distance entre appuis

Avec les mêmes notations que précédemment. Bien que cet essai semble séduisant aprioris, d'autant plus que la charge est reparti au deux points au lieu d'un seul, ce qui réduit les risques de poinçonnage.

II.3.3. 3 Essai de flexion par flambement

L'essai de flexion par flambement (figure II.8) est de plus en plus utilisé pour la caractérisation du comportement en flexion des matériaux composites (unidirectionnel, stratifié, tissé...)

Il a été proposé par rapport à l'essai de flexion trois ou quatre points, il présente l'avantage de ne pas impliquer de contact dans les zones où la flexion est maximale. Il permet ainsi de s'affranchir des dégradations parasites prévenant de la concentration des contraintes au contacts.

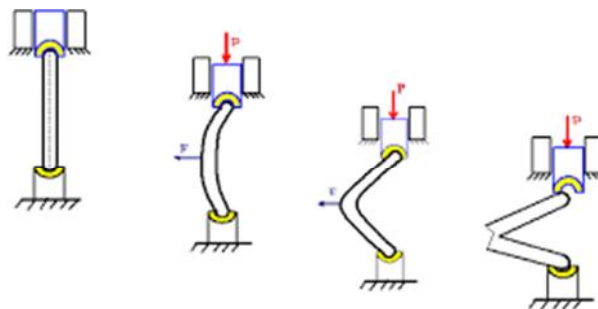


Figure II.8 : Schéma de principe d'essai de flambement

L'essai consiste à imposer à une éprouvette parallélépipédique articulé à ces deux extrémités une sollicitation de compression axiale. Pour une éprouvette élancée, une instabilité élastique de ce produit bien avant qu'une dégradation sous l'effet de la contrainte de compression n'apparaît. Cette

instabilité se traduit par un fléchissement de grande amplitude au-delà d'un seuil caractérisé par la charge critique. L'analyse de la répartition des efforts intérieurs, montre clairement les avantages d'utilisation de cette méthode :

- ✓ La section centrale de l'éprouvette est la plus fortement sollicitée en flexion. Elle est exemptée de sollicitation de cisaillement liée à l'effort tranchant;
- ✓ Le moment de flexion est nul à l'extrémité de l'éprouvette il n'y a donc pas de risque de rupture liée à un moment d'encastrement [12].

II.3.3. 4. 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 (cisaillement intra-laminaire) [12]. 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.

Les contraintes de cisaillement, dans les composites (unidirectionnels), jouent un rôle important sur la dégradation des interfaces et par-là même sur la tenue en service de ces matériaux. L'essai de flexion trois points est bien adapté à la caractérisation de cette influence car il permet de contrôler ces contraintes en jouant sur l'élancement de l'éprouvette.

II.3.3. 5. Essai de dureté

La dureté peut être définie comme une mesure de la résistance à la déformation plastique localisée. Elle est de symbole général H, caractérise la capacité d'un matériau à résister aux marquages (empreintes, rayures...). S'il y résiste bien il est dit dur, sinon il est dit mou, il peut être évalué en mesurant une empreinte laissée en surface par un poinçon agissant sous l'action d'une force connue (essai Brinell, Vickers et Rockwell) mais aussi par une hauteur de rebondissement d'un objet très dur sur la surface à tester (essai Shore pour élastomère et l'astiqué) [13].

- **Essai Brinell (HB)**

Elle est obtenue par calcul. Après essai, on mesure l'empreinte laissée par une bille polie (diamètre : 1-2,5-5-10 mm) et la valeur de la charge F appliquée pour obtenir cette empreinte (essai usuel : $F = 3000 \text{ daN}$, $d = 10 \text{ mm}$, pendant 15 à 60 secondes) (figure II.19). Utilisation pour tous les métaux.

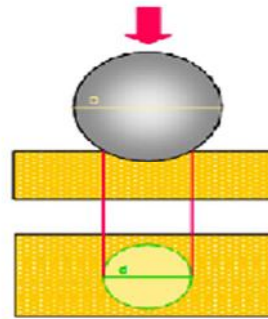


Figure II.9 : Principe de l'essai de dureté BRINELL.

- **Dureté Vickers(HV)**

Elle est obtenue par calcul ; le principe est identique au précédent mais avec une pyramide droite en diamant à base carrée dont l'angle au sommet est de 136° (figure II.10).

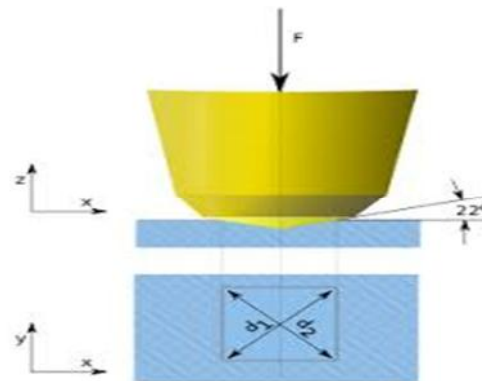


Figure II.10 : Principe de la dureté Vickers.

- **Dureté Knoop (symbole HK)**

C'est une variante de la dureté Vickers. Son pénétrateur (de forme pyramidale a base losange) comme illustré sur la figure II.11 crée une empreinte plus allongée.

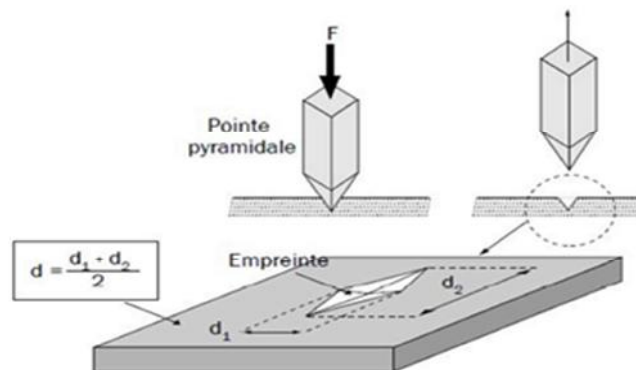


Figure II.11: Essai de dureté Knoop.

- **Dureté Rockwell (HR)**

C'est l'essai de dureté le plus connu mondialement. Dans ce cas, la dureté, contrairement à Brinell et Vickers, est obtenue par lecture directe d'une longueur d'enfoncement d'un pénétrateur, bille acier ou cône diamant (figure II.12). Une pré-charge (F_0) permet de faire une empreinte initiale et, par-là, d'éliminer les incertitudes propres aux défauts de la surface.

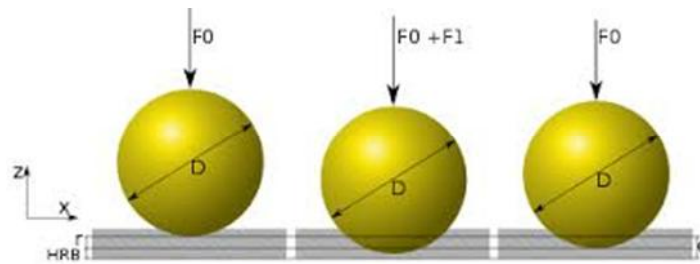


Figure II.12 : Principe de la dureté Rockwell (échelle B, bille en acier).

II.4 Essais dynamique

II.4.1 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 [14]. L'endurance est la capacité du matériau à résister au phénomène de fatigue. Les paramètres caractéristiques d'un cycle de fatigue à déformation (ϵ) ou contrainte (σ) sinusoïdale imposée sont :

- l'amplitude maximale de la contrainte (déformation) atteinte au cours d'un cycle, notée σ_a , (ϵ_a) la valeur moyenne de la contrainte (déformation) σ_m , (ϵ_m) ;
- le rapport des contraintes maximale et minimale, et le paramètre R.

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (\text{II.22})$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (\text{II.23})$$

$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} \quad (\text{II.24})$$

Ces paramètres sont aussi valables en déformation imposée en remplaçant le terme σ par ϵ ; un cycle sinusoïdal de fatigue est alors entièrement décrit par les trois paramètres σ_{\max} (ϵ_{\max}), R et f

(fréquence de l'essai). 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 ϵ_{max} , ou σ_{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.4.2 Essai d'impact

Lors de la vie, un composite est susceptible d'être soumis à de nombreux impacts de nature et d'intensité très différentes. Un impact est généralement caractérisé par sa vitesse. Il peut être classé selon trois catégories : les impacts à basse vitesse, à haute vitesse et les impacts hyper véloces.[15]

II.4.2.1 Classification de l'impact

- Un impact à basse vitesse est défini comme un impact pour lequel la période de contact du projectile avec la cible est supérieure à la période du mode de vibration le plus bas. A basse vitesse d'impact, les conditions aux limites sont cruciales car l'onde de choc générée au niveau du point d'impact a le temps de se propager jusqu'aux bords de la structure, causant une réponse pleinement vibratoire.[15]

- Un impact à haute vitesse est défini comme un impact pour lequel le temps de contact de l'impacter avec la cible est inférieur à la période du plus petit mode de vibration de la structure. La réponse de la cible est généralement indépendante des conditions aux limites et est essentiellement gouvernée par le comportement local du matériau au voisinage de la zone impactée.
- Lors d'un impact hyper véloce, la vitesse du projectile est tellement élevée que la contrainte induite lors de l'impact dépasse largement la résistance du matériau cible. Ce dernier est liquéfié localement.

Dans notre étude nous avons effectué des essais de chocs Charpy à faible vitesse d'impact (faible énergie). D'où l'intérêt de présenter le principe de l'essai Charpy et les différents paramètres gouvernant le comportement sous impact des composites.[15]

II.4 .2.2 Principe du mouton pendule

Le mouton pendule (figure II.13) permet de générer un choc brutal sur un matériau. La désignation «mouton pendule» définit le principe de fonctionnement : un couteau fixé sur un marteau oscille dans un plan vertical. La masse soulevée (position 1) représente une énergie potentielle. Cette énergie est transformée en sa forme cinétique par la chute libre de la masse. En fixant cette masse à un point de rotation fixe, le vecteur est dévié. L'éprouvette qui repose horizontalement sur deux appuis au voisinage de ses extrémités est percutée au point d'énergie cinétique maximale de la masse (position 2).[15]

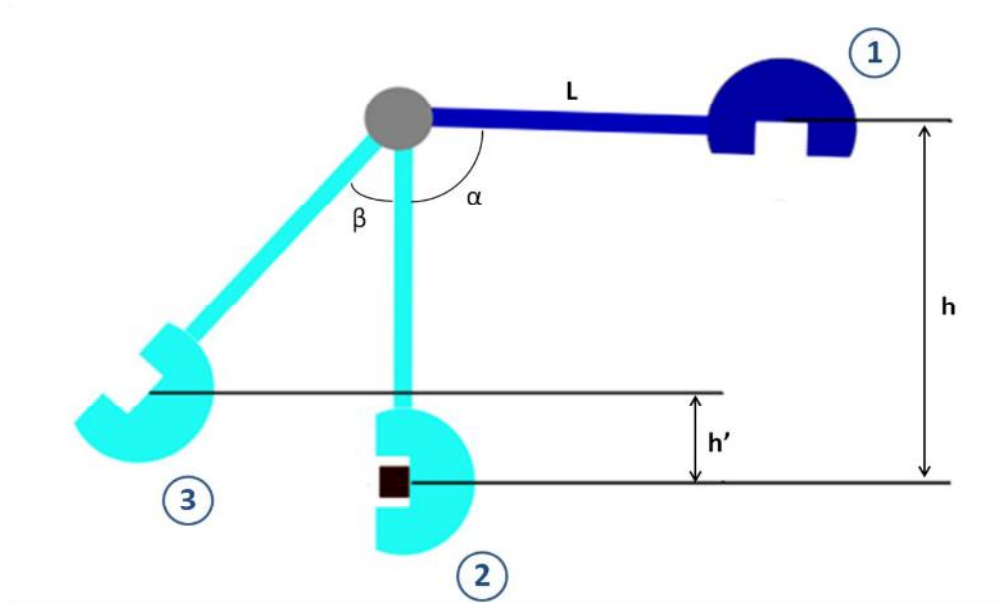


Figure II.13 : Représentation schématique du mouton pendule

Au cours de cet essai, l'éprouvette est rompue par choc sous l'effet d'une masse pendulaire, la différence $(h - h')$ caractérise l'énergie absorbée par la rupture de l'éprouvette. Cette énergie s'exprime en joule, elle est calculée par la formule suivante:

$$U = m \cdot g(h - h') \quad (\text{II.25})$$

II.4.2.3 Résistance au choc Charpy

La résistance au choc Charpy d'éprouvettes non entaillées ou résilience a_{cu} (KJ/m^2) est égale à l'énergie de choc qu'elle absorbe U (J), rapporté à sa section droite initiale elle s'exprime : [15]

$$a_{cu} = \frac{U}{h \cdot b} \times 10^3 \quad (\text{II.26})$$

h et b sont respectivement hauteur et largeur de l'éprouvette.

II.4.3 Paramètres gouvernant le comportement sous impact des composites

Il est souvent difficile de comparer les diverses données publiées sur la résistance à l'impact des matériaux composites. En effet, de nombreux facteurs liés aux conditions d'impact ou propres au stratifié sont susceptibles d'affecter la capacité d'un matériau à absorber l'énergie d'impact. Parmi les facteurs externes, les plus importants sont la vitesse, la masse et la géométrie de

l'impacteur. Les principaux facteurs intrinsèques au matériau sont sa géométrie, la nature de la fibre, l'architecture du renfort et la séquence de drapage.

II.4.3.1 Influence des caractéristiques de l'impact

II.4.3.1.1 Vitesse d'impact

Comme cela est schématisé sur la figure II.14.a, lors d'un impact à basse vitesse, la plaque est préférentiellement sollicitée en flexion. Ainsi, la structure a la possibilité d'emmagasiner une partie de l'énergie incidente de manière élastique. Sa rupture est ensuite initiée par des ruptures de matrice et de fibres sur la face opposée à l'impact. A haute vitesse, il n'y plus d'effets de structure (Figure II.14.b). Le temps de contact entre le projectile et la cible est trop court et les ondes n'ont pas le temps d'aller chercher les conditions aux limites. Par conséquent, les modes de rupture dominants sont entraînés par une réponse locale du matériau.[15]

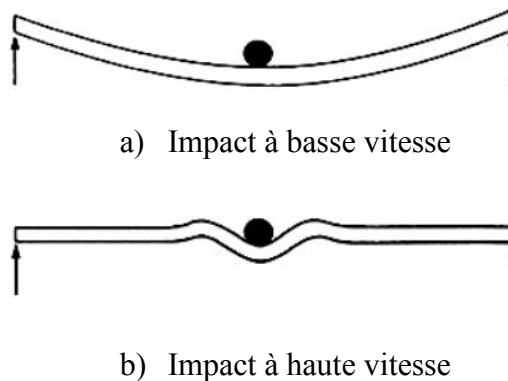


Figure II.14: Illustration de l'effet de structure : impact basse vitesse (a) ; impact haute vitesse (b) [15].

II.4.3.1.2 Masse de l'impacteur

La masse de l'impacteur a une influence significative sur le comportement à l'impact d'un composite stratifié. En effet, pour un niveau d'énergie et une géométrie donnés, une variation de la masse du projectile modifie le seuil d'initiation du premier dommage, la surface délaminée et l'énergie de perforation.

L'énergie nécessaire pour initier le premier dommage augmente avec la masse du projectile. La surface délaminée est plus grande pour une masse de projectile plus faible. Enfin, l'énergie de perforation diminue avec la masse du projectile. [15]

II.4.3.1.3 Forme de l'impacteur

Mitrevski et al [15] ont réalisé une série d'essais de type poids tombant pour étudier l'effet de la forme du projectile sur l'endommagement sous impact d'une structure composite. Trois géométries d'impacteur ont été utilisées : hémisphérique, ogivale et conique (Figure II.15).

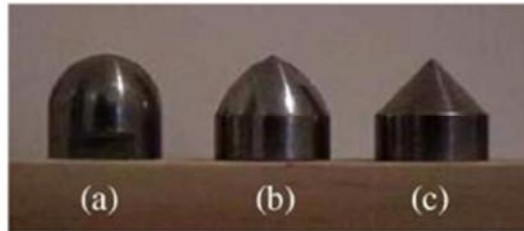
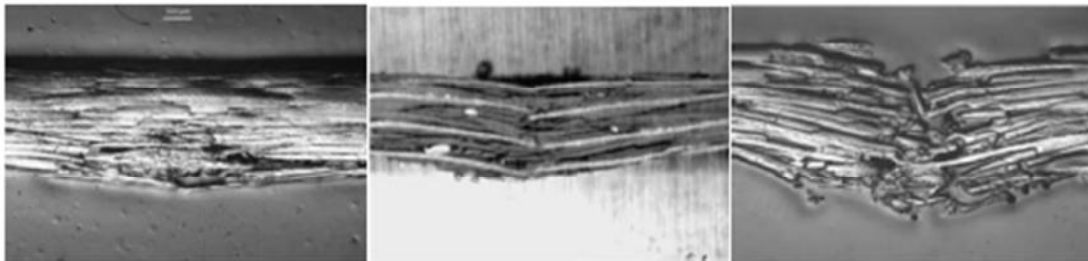


Figure II.15 : Géométrie d'impacteur : hémisphérique (a), ogivale (b) et conique (c) [15].

Comme le montre la figure II.16, l'aire délaminée est plus importante lorsque l'impacteur présente une forme hémisphérique. A l'inverse, l'impacteur conique provoque de nombreuses ruptures de fibres locales. L'auteur conclut donc que, le délaminage étant principalement causé par la flexion de la plaque, plus le rayon du projectile est grand, plus la surface délaminée est importante. Au contraire, plus le rayon de l'impacteur est petit, plus la force de contact est localisée, ce qui entraîne la rupture des fibres avant la mise en flexion de la plaque.



a) Impacteur hémisphérique b) Impacteur ogival c) Impacteur conique

Figure II.16 : Micrographies de coupes de plaques impactées avec un impacteur de forme hémisphérique (a), ogivale (b) et conique (c) [15].

II.4.3.2 Paramètres géométriques de la structure

II.4.3.2 .1 Epaisseur de la structure

Un des paramètre géométrique qui influence fortement la réponse de l'impact d'un stratifié est son épaisseur, en effet quand l'épaisseur de la plaque est plus importante plus sa résistance à la perforation est importante cela s'explique simplement qu'il ya plus de matière à traverser, et plus la plaque est mince plus sa raideur en flexion est faible ceci entraine l'apparition de forte contraintes et un début de rupture face opposée à l'impact.[15]

II.4.3.2 Dimensions de la structure

Les dimensions surfaciques de la structure ont également une influence pour de faibles vitesses d'impact. La capacité d'un panneau impacté à absorber l'énergie de manière élastique par flexion augmente effectivement lorsqu'on écarte les appuis, du fait d'une diminution de sa rigidité structurale [15]. Ainsi, la valeur de l'énergie d'initiation du premier dommage augmente linéairement avec la longueur de l'éprouvette. Au contraire, à haute vitesse d'impact, la capacité d'absorption d'énergie de la structure n'est pas affectée par sa taille. Le temps de contact entre le projectile et la cible est trop court pour permettre aux ondes d'atteindre les conditions aux limites.

II.4.3.3 Paramètres matériaux

II.4.3.3.1 Type de matrice

Dans un matériau composite, le rôle principal de la matrice est de distribuer les efforts entre les fibres. Néanmoins, elle gouverne aussi sa résistance thermique et chimique, et elle joue un rôle important sur sa résistance à l'impact les matrices époxy sont fragiles et peu résistantes aux chocs du fait de leur faible ténacité [15]. La matrice est constituée d'une résine polymère à laquelle sont ajoutés des charges et adjuvants. Son choix dépend principalement des conditions d'utilisation et du niveau de performances souhaité.

Deux grandes catégories de résines aéronautiques courantes peuvent être distinguées : les thermodurcissables et les thermoplastiques.

Les résines thermodurcissables sont les plus employées dans les matériaux composites structuraux. Généralement associées avec des fibres longues, elles sont liquides ou liquides visqueuses et réticulent sous l'action thermiquement activée d'un catalyseur et d'un durcisseur. La transformation est irréversible et forme un produit infusible et insoluble. Actuellement, les principales résines thermodurcissables sont les polyesters, les phénoliques et les époxydes. Ces dernières présentent de meilleures performances mécaniques et une meilleure tenue en température. Elles sont par conséquent les plus utilisées pour les applications aéronautiques. Les résines époxydes de classe 180°C, qui comme leur nom l'indique réticulent à 180 °C, sont souvent employées avec des renforts carbone pour la réalisation de pièces structurales aéronautiques.

Les résines thermoplastiques [15] sont des polymères à chaînes linéaires ou ramifiées, c'est-à-dire monodirectionnelles ou bidirectionnelles. Elles sont en général fusibles et solubles, ce qui leur confère le gros avantage de pouvoir être alternativement ramollies par chauffage et durcies par

refroidissement, et ce qui facilite leur moulage par viscoplasticité. Cette transformation est par ailleurs réversible, rendant possible le recyclage des matériaux polymères thermoplastiques. La température de mise en œuvre des thermoplastiques amorphes avoisine leur température de transition vitreuse tandis qu'elle peut atteindre la fusion pour les semi-cristallins. Parmi les résines thermoplastiques utilisées dans les composites aéronautiques, les plus courantes sont le polyéther-éther-cétone (PEEK), le polyphénylsulfure (PPS) et le polyéther-imide (PEI). Le PEEK est un thermoplastique semi-cristallin présentant de très bonnes propriétés mécaniques et physiques, ce qui en fait le thermoplastique structural par excellence.

II.4.3.3.2 Nature des fibres

La nature des fibres jouent un rôle important car chaque type de fibre présente des caractéristique mécanique différentes par rapport au autre donc leur comportement face au choc est différent, l'augmentation de la raideur de la fibre intensifie le processus de délaminage, ce qui débouche sur une réduction des performances mécaniques résiduelles du matériau après impact. Tanabe [15] précise que la rigidité de la fibre n'est influente que pour les fibres situées du côté opposé à l'impact, qui sont soumises à de fortes contraintes de traction induites par la flexion de la structure. Celles-ci emmagasinent en effet une partie de l'énergie d'impact sous forme d'énergie élastique dont la quantité augmente avec leur rigidité. La fibre de verre, dont le coût de production est faible, constitue le renfort le plus utilisé dans des domaines tels que le bâtiment, le nautisme ou dans des applications aéronautiques non structurales.

II.4.3.3.3 Structure du renfort

L'influence de l'architecture fibreuse sur les mécanismes d'endommagement sous impact d'un stratifié a été décrite dans plusieurs études. Khondker et al. [15] ont montré que les composites à renforts unidirectionnels présentent une faible tolérance à l'endommagement sous impact. Ils sont très sensibles aux délaminages pour de faibles vitesses d'impact, ce qui occasionne une chute sévère de leurs propriétés mécaniques post-impact. Dans les composites tissés, la propagation des fissures dans le pli est limitée de par leur interaction avec les différentes directions de fibres du même pli et des plis adjacents.

II.4.3.3.4 Séquence de drapage

Dans un composite stratifié, les délaminages apparaissent entre différents plis successifs d'orientation différente d'une fait d'une différence de rigidité en flexion de ces derniers. Fuoss.[15] a observé l'effet de l'orientation relative entre les plis consécutifs d'un stratifié renforcé par des nappes

de fibres unidirectionnelles sur l'aire délaminée. La taille du dommage croît de manière importante quand l'angle entre deux plis successifs est inférieur à 30° et lorsqu'il est supérieur à 75° .

II.4.3.3.5 Taux d'imprégnation

La mobilité des couches au sein d'un empilement textile favorise la dispersion de l'énergie d'impact selon divers mécanismes, parmi lesquels la déformation macroscopique de la structure et le glissement inter couches. Or l'imprégnation des fibres réduit considérablement les degrés de liberté de la structure et s'oppose donc à de tels mécanismes. Ainsi, au cours d'un impact, des structures rigides telles que les composites à matrice organique auront plus de difficultés à se déformer et seront par conséquent beaucoup plus sensibles au cisaillement transverse. La comparaison du comportement sous impact à haute vitesse de composites époxy renforcés par des fibres d'aramide tissées 2D et 3D interlock. Ceux-ci ont été élaborés par un procédé d'infusion sous vide. L'insertion de mèches dans l'épaisseur confère aux textiles 3D plus d'interstices que dans les structures 2D, ce qui accroît leur perméabilité. Il en résulte que par un tel procédé d'élaboration, les composites 3D mis en œuvre présentent un taux de résine de presque 60% alors que celui-ci n'atteint que 12% pour les stratifiés 2D. Or d'après cette étude, la vitesse balistique de ces derniers est deux fois plus élevée que celle des interlocks, [15] ainsi qu'une faible teneur en résine permet à la structure d'absorber une plus large partie de l'énergie d'impact en se déformant.

II.5 Conclusion

La caractérisation d'un matériau composite doit tenir compte de toutes les conditions et les considérations afin de mieux définir son comportement exact (son rôle et ses performances). Pour l'étude de leurs comportement et pouvoir ainsi établir leurs propriétés mécaniques, d'autres paramètres peuvent intervenir comme l'endommagement de ces constituants de base. Dans cet intérêt une étude sur l'endommagement des composites fera l'objet du troisième chapitre.

Chapitre III

Mécanisme d'endommagement des composites

III.1 Introduction

Lors d'une sollicitation quelconque d'une structure composite, les premiers endommagements détectés commencent à se développer à l'échelle microscopique lorsque la contrainte localisée atteint la limite de rupture d'un des trois constituants (la fibre, la matrice et l'interface). Les microfissures qui se développent sont habituellement trop petites pour causer la rupture finale du composite. Ainsi un nombre important de ces microfissures s'accumulent dans les composites avant la rupture finale. Les paramètres, tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres, l'épaisseur des plis et l'espacement entre fibres, jouent un rôle très important dans la cinétique de l'endommagement.

III.2 Les différentes échelles d'observation de l'endommagement

Il existe plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée, unidirectionnelle ou tissés qui se révèlent à différentes échelles d'observation (figure III.1). Les plus significatifs sont les suivants [16] :

- 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, de 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 intralaminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau, qui sont parallèles à la direction des fibres.

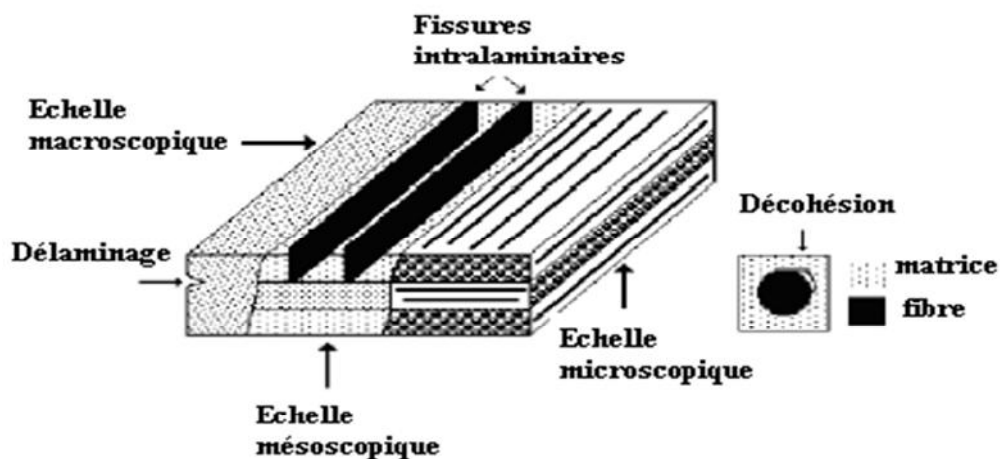


Figure III.1: Les différentes échelles d'observation de l'endommagement: illustration sur un matériau stratifié.

III.3 Les mécanismes d'endommagement

Les mécanismes d'endommagement d'un matériau hétérogène ne sont pas uniformément présents au sein du matériau. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis [17]. Notamment les composites à matrice polymère soumis à une sollicitation mécanique, peuvent se regrouper en trois principaux modes différents :

- Rupture des fibres;
- Fissuration matricielle ;
- Rupture de l'interface fibre-matrice et déchaussement de fibre.

III.3.1 Rupture de fibre

La rupture des fibres à lieu bien avant la rupture de la matrice dans le cas des composites à matrice organiques. Après rupture d'une fibre dans un composite unidirectionnel sollicité en traction longitudinale, il se produit un report de charge radiale vers les fibres voisines. La fibre rompue est déchargée sur une longueur dite inefficace L_c (longueur critique) qui correspond à la zone de transfert de charges. Les fibres voisines subissent une surcharge sur cette même zone (figure III.2) [18].

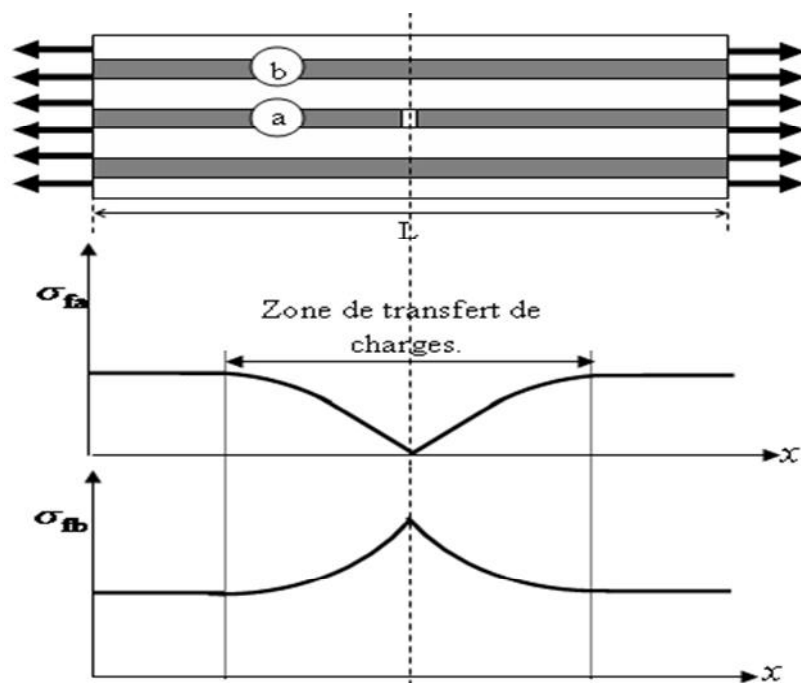


Figure III.2 : Report de charge radiale (rupture de fibre).

En début de chargement, les fibres voisines ont peu de chances de se rompre spontanément sous l'effet de la seule surcharge du fait que la longueur de cette zone de surcharge est petite. La même fibre peut se rompre en plusieurs endroits. Il se produit alors une accumulation de l'endommagement dans des sites aléatoires avec une diminution progressive de la longueur des fragments de fibres. Plus le nombre de fibres rompues dans la même zone est grand, plus la probabilité de rupture des fibres voisines est grande ceci conduit à une localisation de l'endommagement puis à la rupture finale du composite. Le processus de rupture se produit dans des zones qui possèdent des défauts ou dans des points de concentration de contraintes (l'extrémité d'une fissure dans la matrice par exemple).

Le processus de rupture se produit dans des zones qui possèdent des défauts ou dans des points de concentration de contraintes (l'extrémité d'une fissure dans la matrice par exemple). Il y a également la longueur des fibres qui peut influencer sur leur résistance. Car quand la longueur augmente, la résistance diminue et la probabilité de présence de défaut augmente.

III.3.2 Fissuration matricielle

La complexité des matériaux composites introduit plusieurs types d'endommagements à l'échelle microscopique. Les microfissures se produisant au sein de la matrice apparaissent aux niveaux des porosités et des inclusions soit par fissuration transverse (figure III.3.a) lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture $\sigma_{m,r}$ de la matrice, soit par fissuration longitudinale (figure III.3.b) lorsque la contrainte en cisaillement à la rupture τ_m dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture τ_{mr} , généralement au voisinage d'une fibre. Ce dernier mode de rupture se produit lorsque la contrainte de décohesion est supérieure à celle de cisaillement. Cette fissuration se propage selon la direction perpendiculaire à la sollicitation et elle peut provoquer une décohesion fibre-matrice.

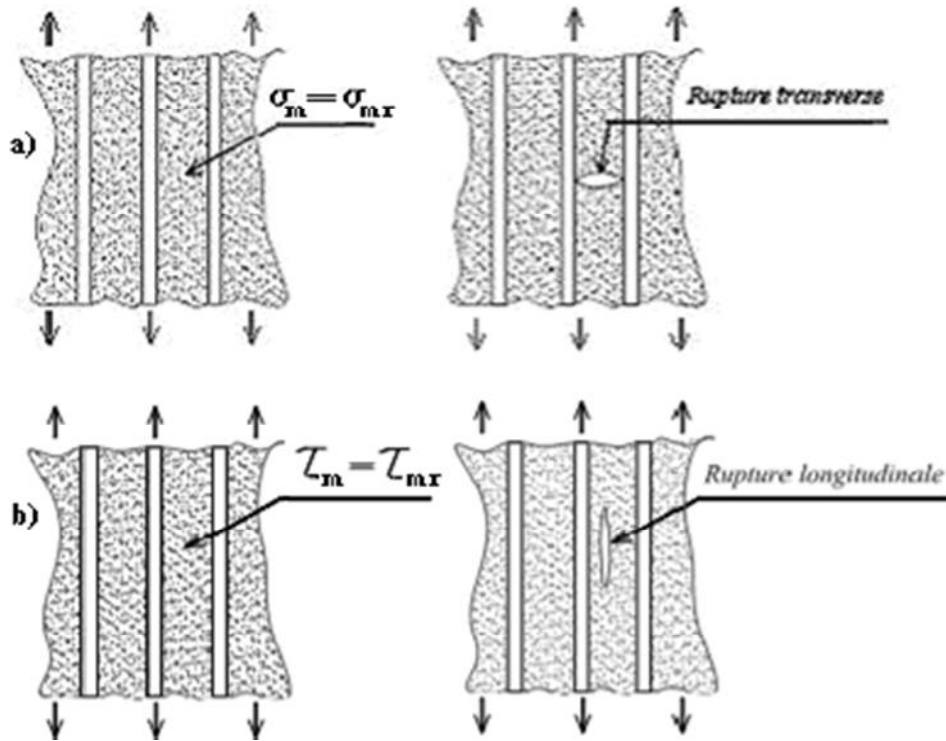


Figure III.3 : Rupture de la matrice.

Pour des déformations assez faibles, les fissures n'apparaissent que dans la matrice. L'application des charges cycliques fait augmenter le nombre de fissures. On parle de fissuration dispersée (Figure III.4). Par contre, pour des contraintes élevées, les fibres se cassent au bout de la longueur et permettent la propagation de fissures. C'est le mode de rupture localisé [1].

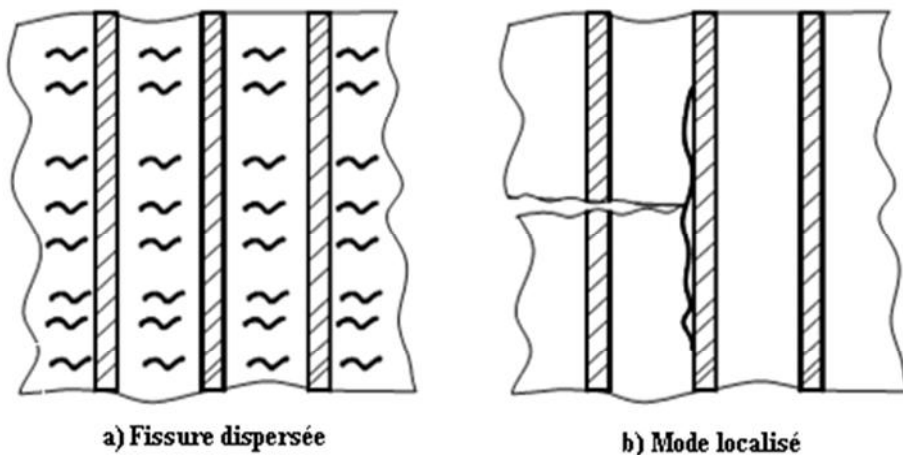


Figure III.4 : Modes de fissuration de la matrice.

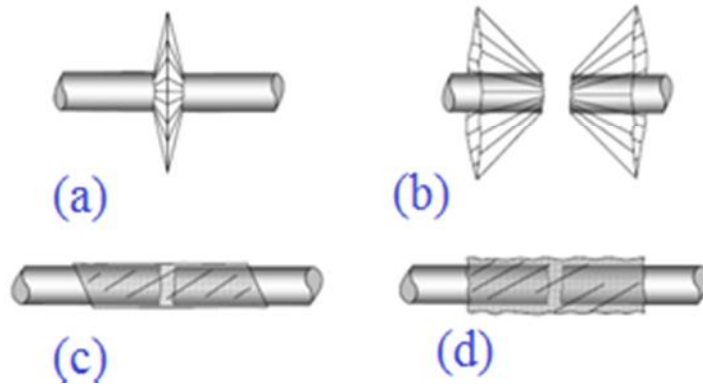


Figure III.5 : Différents modes de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre.

(a) Rupture transverse de la matrice

(b) Rupture en cisaillement de la matrice

(c) Décohésion de l'interface fibre-matrice

(d) Rupture longitudinale de la matrice

III.3.3 Décohésion fibre-matrice

Dans un polymère renforcé par les fibres unidirectionnels, la décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement τ dans la matrice atteint la contrainte de décohésion τ_d , et cela arrive quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice (figure III.6) [1].

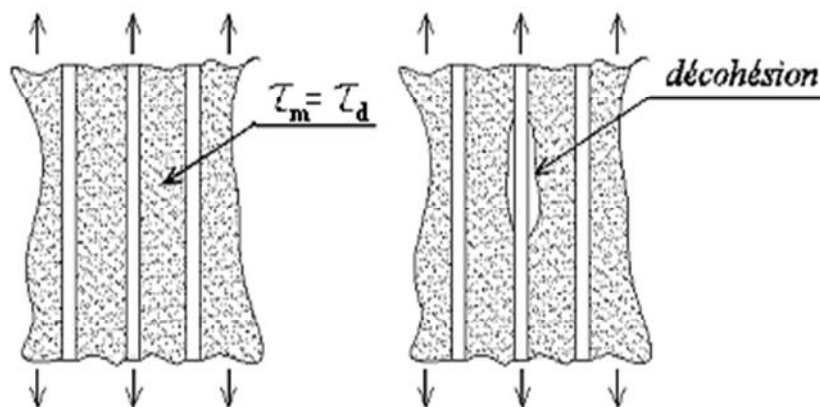


Figure III.6 : Décohésion fibre-matrice.

C'est dans la zone de l'interface où s'effectue le transfert de charge de la matrice vers le renfort ou vice versa. Après initiation, la propagation de la rupture change suivant la nature de l'adhésion fibre-matrice.

III. 4 Endommagements des composites stratifiés

III.4. 1 Modes de rupture

Ils constituent les trois modes élémentaires de sollicitation d'un matériau quel que soit l'état de contraintes d'une pièce soumise à une sollicitation complexe résumera d'une combinaison de trois modes simples Mode I, Mode II et Mode III présenté par la figure III.7 :

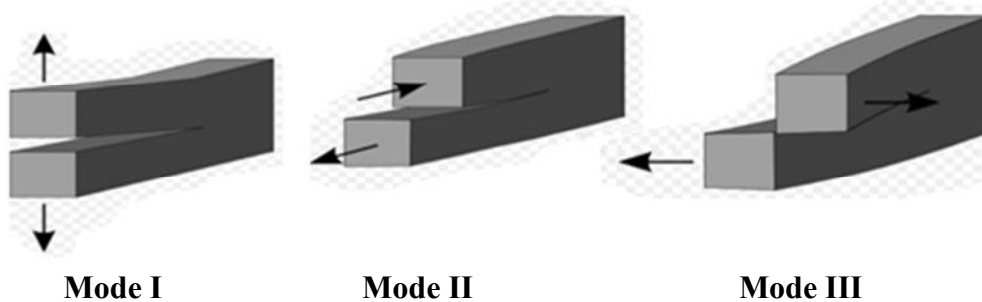


Figure III. 7 : Modes de sollicitation en mécanique de la rupture

- **Mode I** ou mode d'ouverture

Les surfaces de la fissure se déplacent dans des directions opposées et perpendiculairement au plan de fissure.

- **Mode II** ou mode de glissement droit

Les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de fissure.

- **Mode III** ou mode de glissement vis

Les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la fissure.

III.4.2 Les fissurations

Les matériaux composites stratifiés constitués des couches superposées renforcées de fibres unidirectionnels, de tissus ou de mats peuvent présenter différents types de fissuration (interlaminaire, intralaminaire, ou translaminaire) [1]. Ces termes définissent les plans dans lesquels peuvent se développer les fissures dans les matériaux composites.

- **Fissures interlaminaire :** la fissure se développe suivant un plan parallèle aux couches de renfort, entre deux couche (figure III.8. a). Ce type d'endommagement se rencontre lors d'essai en mode I ou II, lors d'essai de flexion entre appuis rapprochés ;

- **Fissures Intralaminaires** : le plan de la fissure est perpendiculaire ou parallèle aux couches de renfort à l'intérieur des couches (figure III.8.b). Ce mode d'endommagement se rencontre lors d'essai de cisaillement ou de traction transverse sur matériau unidirectionnel par exemple ;
- **Fissures translaminaires** : le plan de la fissure est perpendiculaire aux couches et aux renforts (figure III.8.c). Ce mode d'endommagement est par exemple observé lors d'essai de traction ou compression uniaxial dans le sens des fibres.

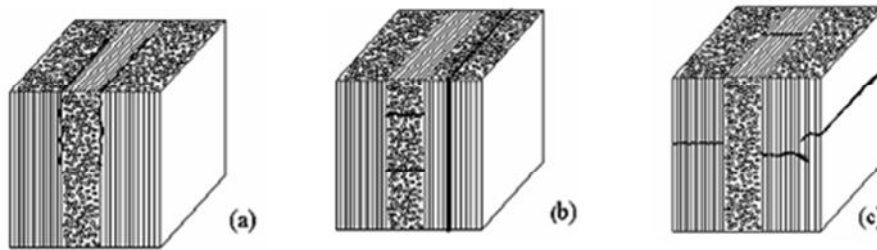


Figure III.8 : Différents types de fissuration au sein d'un composite stratifié

Dans le cas des stratifiés, aux mécanismes élémentaires décrits précédemment (décohésion fibre matrice ; rupture longitudinale de la matrice ; rupture transverse de la matrice ; rupture des fibres) s'ajoute un mécanisme de rupture entre couches, il est dit rupture par délaminage (figure III.9). Les mécanismes de rupture induits dépendent de la nature des constituants, de l'architecture des couches et du mode de sollicitation mécanique imposé.

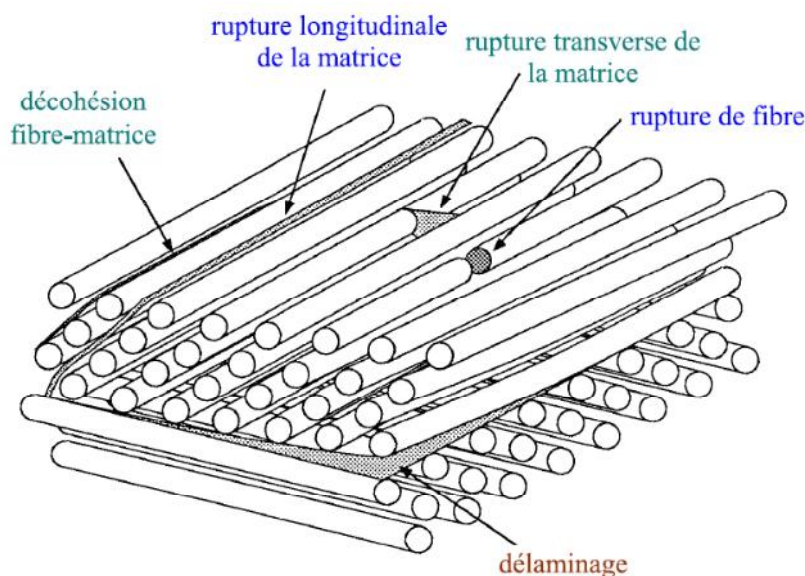


Figure III.9 : Mécanisme de rupture dans les stratifiés.

a. Cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°

Dans le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° (figure III.10), le premier phénomène de rupture observé est celui de la fissuration des couches orientées à 90° . La fissuration se produit par rupture longitudinale de la matrice ou/et par rupture de l'interface fibre /matrice dans les couches orientées à 90° . Cette fissuration conduit à la formation des fissures orientées transversalement (figure III.11) à la direction du chargement mécanique. Ainsi, cette fissuration initiale des couches à 90° est appelée fissuration transverse du stratifié croisé. Lorsque le chargement mécanique est augmenté, le nombre de fissures croît jusqu'à atteindre un état de saturation de la fissuration. Les fissures transverses créent en pointes de fissures, entre les couches orientées à 90° et à 0° des concentrations de contraintes qui conduisent à l'initiation puis à la propagation du délaminage à l'interface entre les couches. Ce délaminage se développe ensuite jusqu'à la rupture finale du stratifié par rupture des fibres et de la matrice dans les couches à 0° . La (figure III.11) montre l'aspect final de la surface après rupture [1].

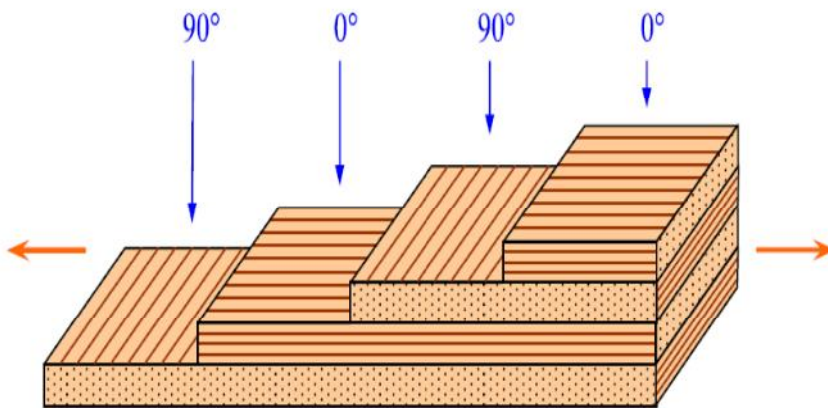


Figure III .10 : Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° .

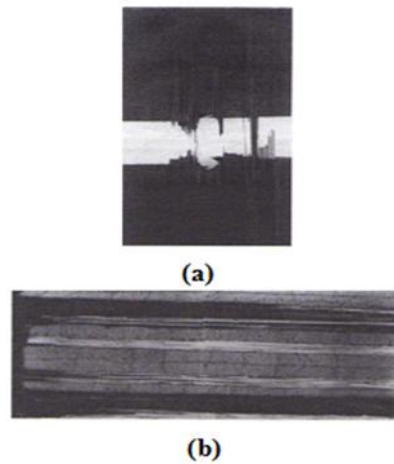


Figure III.11 : Rupture en présence d'un trou d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone. (a) Rupture macroscopique au droit de trou. (b) Bord de l'éprouvette loin du trou : les couches à 90° sont microfissures.

b. Cas d'un stratifié croisé $\pm 45^\circ$, soumis à une traction longitudinale dans la direction 0° (figure III.12)

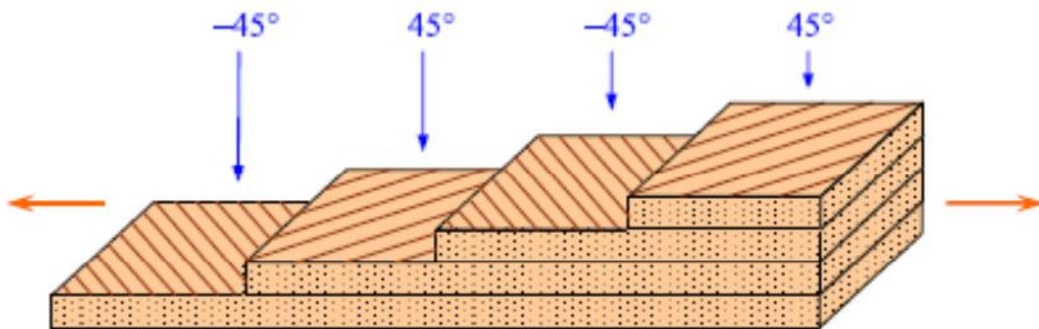


Figure III.12 : Stratifié croisé $\pm 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0°

Dans ce cas, on observe d'abord une rupture longitudinale dans les couches à $\pm 45^\circ$, suivi d'un délaminage entre les couches. La figure III.13 donne un exemple de rupture observé dans ce cas.



Figure III.13: Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone

Les principaux mécanismes de ruine d'un stratifié carbone/époxy a plis tissés en traction, flexion et en compression est donne par la figure III.14.

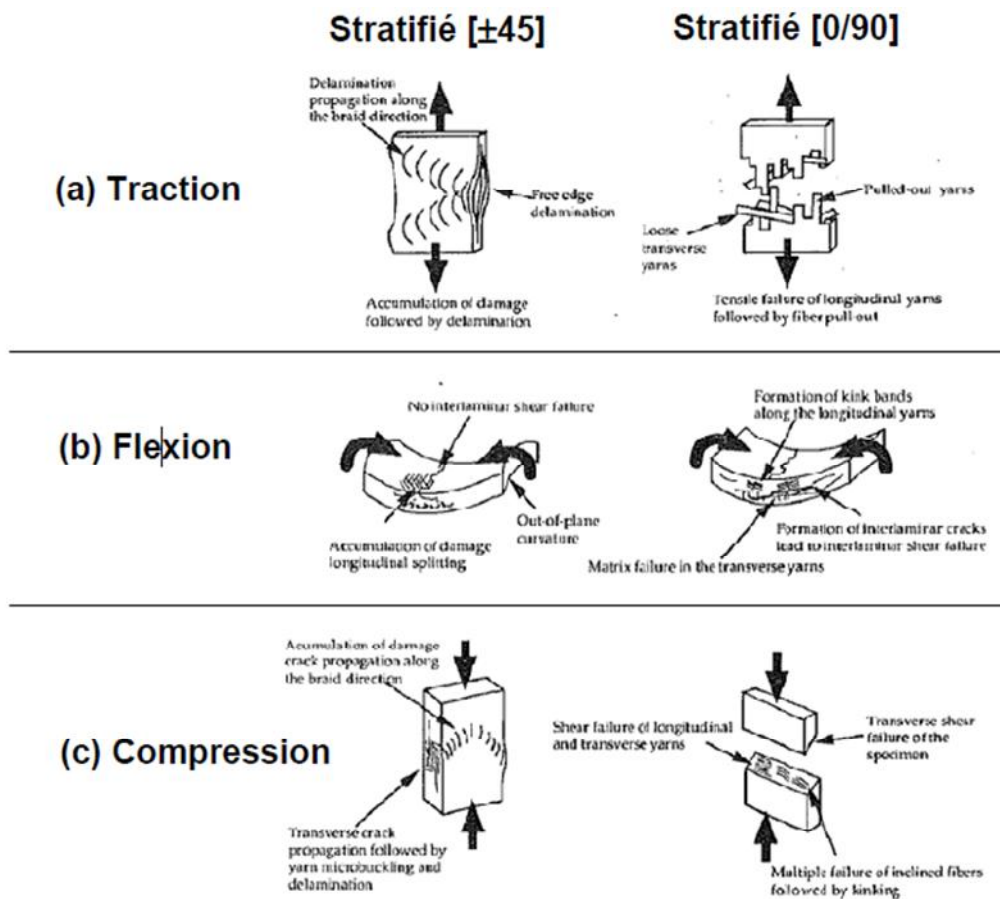


Figure IV.14 : Représentation schématique de principaux mécanismes de ruine stratifiés carbone/époxy a plis tissés (a) traction (b) flexion (c) compression.

III.5. Facteurs influençant la résistance du composite

Plusieurs facteurs agissent sur la résistance à la rupture des composites. Une analyse exacte de la rupture devient compliquée par la présence de contraintes résiduelles, par la nature hétérogène et anisotrope du matériau, par la présence de défauts et le manque de connaissance sur le comportement de l'interface.

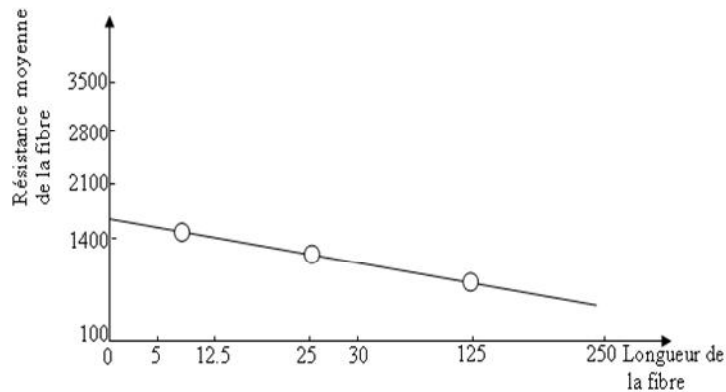


Figure III.15: Effet de la longueur d'une fibre de verre E sur la résistance moyenne de la fibre

♦ La probabilité de trouver des défauts dans la fibre augmente quand sa longueur augmente ce qui réduit sa résistance à la rupture (Figure III.16) [16] ;

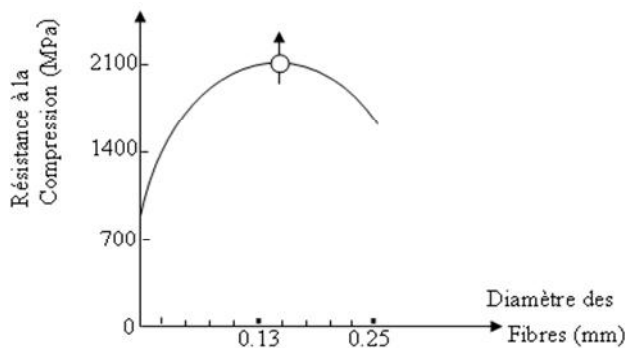


Figure III.16: Influence du diamètre des fibres de verre sur la résistance à la compression d'un composite.

♦ La résistance de la résine dépend de son degré de cuisson, de son degré d'homogénéité et du taux de porosité. Les figures III.16 [16] et III.17 [18] montrent l'influence du taux de porosité sur la résistance au cisaillement et à la compression des matériaux composites

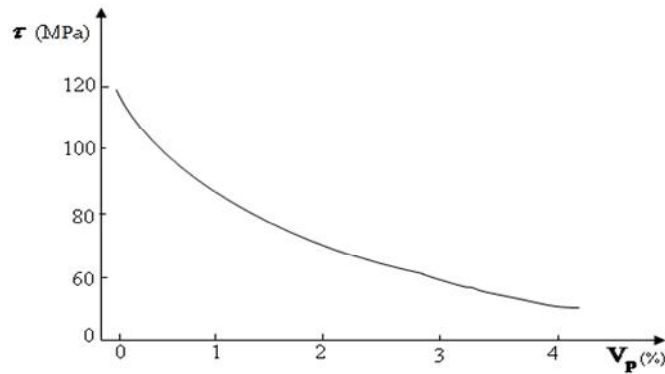


Figure III.17: Corrélation entre la résistance au cisaillement du composite et le taux de porosité.

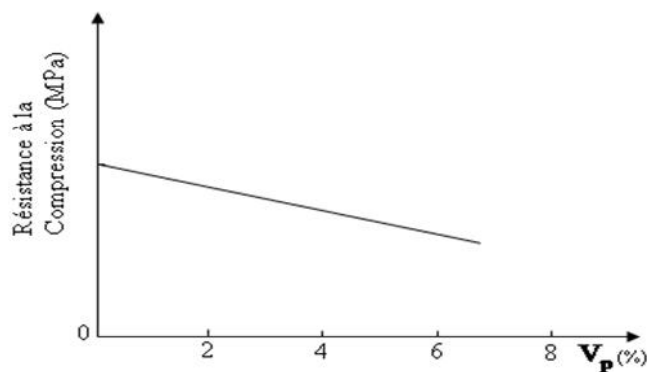


Figure III.18: Influence du taux de porosité sur la résistance à la Compression du composite à fibre de verre

- L'espace entre les fibres est aussi un paramètre important. La diminution de celui-ci augmente le risque de rupture brutale du composite.

III.6. Conclusion

La connaissance de l'état d'endommagement d'une structure travaillante en matériaux composites est une nécessité largement reconnue, et ce tant pour des raisons de fiabilité, et par conséquent de sécurité. Si on considère le cycle de vie d'un matériau, on s'aperçoit qu'à chaque étape de sa vie, il est soumis obligatoirement à différentes conditions d'exposition au cours de laquelle ce matériau voit ses propriétés initiales décroître en totalité ou en partie jusqu'à atteindre un seuil minimal qui définit la durée de vie. L'endommagement désigne toute altération des propriétés d'un matériau au cours du temps, ces propriétés peuvent être des caractéristiques mécaniques, physico-chimique, de surface, ... Dans cet intérêt une étude statique et dynamique fera l'objet du quatrième chapitre.

Chapitre IV

Partie expérimentale

IV.1 Introduction

Le travail présenté dans cette partie est l'élaboration et la caractérisation du comportement mécanique d'un composite unidirectionnel à renfort carbone haute performance et matrice polyester. Nous avons réalisé des essais de flexion trois points avec deux élancement différents (flexion simple et flexion courte). Des essais de chocs Charpy ont été menés pour déterminer la résistance au choc du matériau. Les éprouvettes testées sont découpées à différents angles par rapport à la direction principale de renfort (0° , 5° , 15° , 30° , 45° et 90°). Les résultats et les mécanismes d'endommagement engendrés sont discutés et analysés.

IV.2 Matériau de l'étude

Le matériau composite utilisé dans cette étude est un stratifié constitué de 12 couches de renfort carbone unidirectionnel élaboré par moulage au contact en utilisant une résine polyester. Les plaques réalisées ont une épaisseur moyenne de 2,85 mm. Les constituants de base de matériau (Résine et renfort), sont des produits commerciaux de composition complexe.

IV.2.1 Constituants du matériau

- **Matrice**

Nous avons utilisé une matrice synthétique en polyester insaturée POLYLITE® 440-800.

- **Renfort**

Le renfort textile utilisé dans cette étude, est principalement destinés à la fabrication de composite haute performance. Il s'agit d'un renfort unidirectionnel en fibres de carbone (fig.IV.1) de masse surfacique de 160g/m^2 et de 0,16 d'épaisseur, avec une répartition de 7,6 mèches/cm pour les chaines qui constitue une proportion de 97% dans le renfort (Voir fiche technique en annexe).

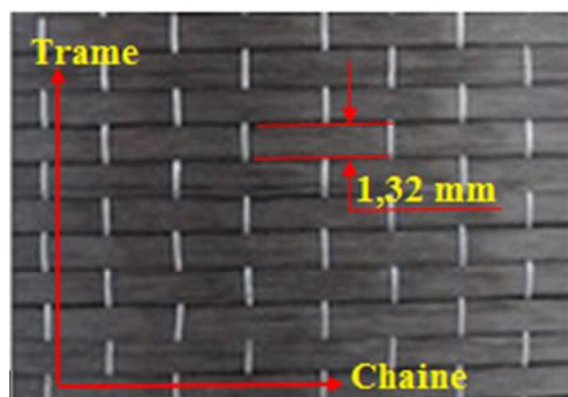


Fig.IV.1 : Renfort unidirectionnel en carbone utilisé.

IV.2.2 Elaboration du matériau

Les plaques de stratifiés ayant servi au découpage des éprouvettes sont obtenues par le procédé de moulage au contact (fig.IV.2). Le procédé est manuel, il consiste à nettoyer d'abord le moule avec de la cire qui sert d'un agent de démoulage, puis passer une fine couche de résine et nous procédons à la disposition des couches successives de renfort imprégnées de la résine (mélangée à 1,5% du durcisseur) (fig.IV.2.a), au moyen d'un pinceau et d'un d'ébulleur qui sert d'un compacteur et chasseur des bulles d'air (fig.IV.2.b).

L'ensemble est maintenu dans cet état et à température ambiante pendant la polymérisation et jusqu' à la fin de la gélification qui dure à peu près une demi-journée. A la fin de la polymérisation nous procédons au démoulage.

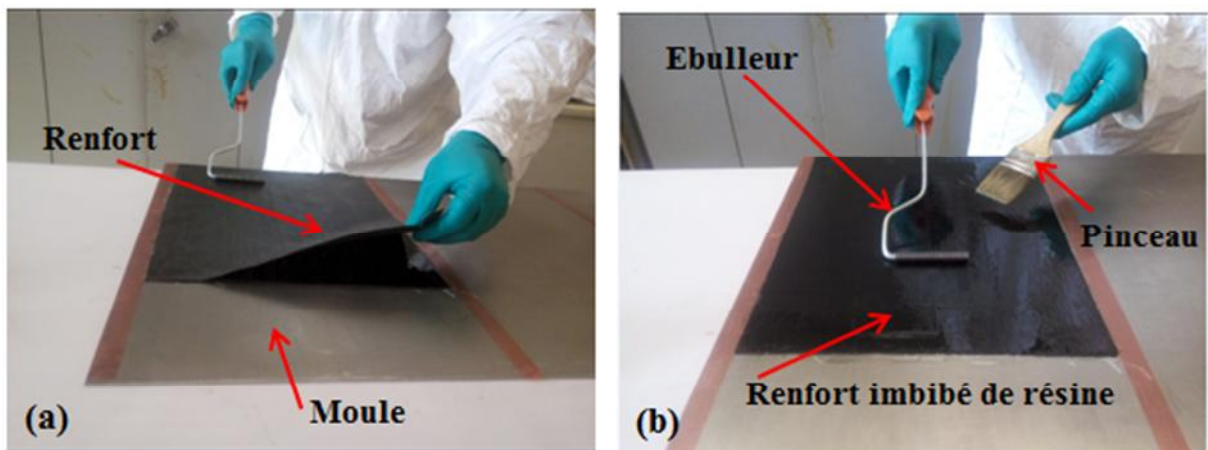


Figure IV.2 : Moulage au contact, a) Dépôt de tissu, b) Imprégnation avec la résine.

IV.2.3 Découpage des éprouvettes

Les éprouvettes soumises aux essais sont découpées dans les plaques de dimensions (350x350) mm² à l'aide d'une scie à disque diamanté sous un jet d'eau (fig.IV.3) suivant plusieurs directions définies relativement à l'axe principal de renfort unidirectionnel (fig.IV.4).



Figure IV.3 : Scie à disque diamanté.

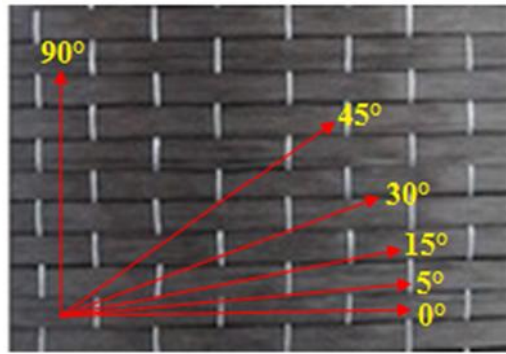


Figure IV.4 : Direction de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort.

IV.3 Géométrie des éprouvettes de flexion

Les dimensions des éprouvettes utilisées pour les essais de flexion courte et longue trois points ont été choisies selon la norme NF EN ISO 178, ASTM D 79 [19] c'est-à-dire :

$$L_{\text{tot}} = 20 h + 25 (\pm 1) \text{ mm} \quad \text{pour la flexion simple.}$$

$$L_{\text{tot}} = 5 h + 25 (\pm 1) \text{ mm} \quad \text{pour la flexion courte.}$$

b est fonction de h $10 < b \leq 15 \text{ mm}$ si $h \leq 5 \text{ mm}$

avec :

L_{tot} : Longueur Totale de l'éprouvette.

b : Largeur de l'éprouvette.

h : Epaisseur de l'éprouvette.

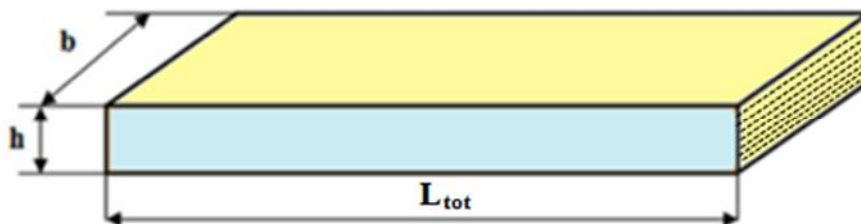


Figure IV.5: Géométrie des éprouvettes.

Les dimensions des éprouvettes utilisées dans les calculs, sont les valeurs moyennes :

$$h_m = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 h_i \quad ; \quad b_m = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 b_i$$

IV.4 Essai de perte au feu (calcination)

Ce test permet de déterminer, pour un matériau composite le taux massique de fibres et celui de la résine et permet aussi de voir l'architecture des fibres dans le matériau utilisé.

IV.4.1 Matériel utilisé

- Un four dont la température est réglé à 620°C (figure IV.6.a)
- Creuset pour mettre les échantillons dedans (figure IV.6.b)
- Une balance électronique de précision 10^{-5} (figure IV.6.c)



Figure IV. 6 : Matériel utilisé.

IV.4.2 Déroulement de l'essai

Nous avons effectué un essai de perte au feu pour notre matériau (fibres de carbone et matrice polyester). Les échantillons sont pesés à sec et placés dans des creusets préalablement pesés, le tout est placé dans un four dans lequel la température évolue de 25°C à 1100°C. L'essai est réalisé à 620°C, température pour laquelle la résine est entièrement calcinée (environ 30 mn). Après sortie du four, nous laissons l'ensemble refroidir pendant 30 min. Les creusets et les fibres de carbone sont pesés. Le taux massique des fibres et de la matrice est calculé comme suit :

Soit : M_f le taux massique des fibres et M_m le taux massique de la matrice.

$$M_f (\%) = \left(\frac{M_{cc} - M_c}{M_e} \right) \cdot 100$$

$$M_m (\%) = 1 - M_f (\%)$$

avec : M_e : masse de l'échantillon avant calcination.

M_{cc} : masse du creuset et des cendres.

M_c : masse du creuset.

Les résultats ainsi obtenus montrent que le taux massique des fibres est de 35,59 % (2,92%). Les résultats des pesées et des calculs sont donnés par le tableau IV.1.

$T (^{\circ}C)=620$	<i>Pesée a Vide(g)</i>	<i>Pesée avec échantillon (g)</i>	<i>Pesée après calcination</i>	<i>Fraction massique des fibres(%)</i>	<i>Moyenne (Mf%)</i>
Creuset 1	18.87531	21.43611	19.71392	32.12	35.59 ± 2,92
Creuset 2	17.42748	20.31116	18.40949	34.37	
Creuset 3	17.47239	20.63878	18.67127	38.64	
Creuset 4	14.75232	18.11639	16.01814	37.26	

Tableau IV.1 : Résultats de l'essai de perte au feu.

La figure IV.7 nous montre l'état de l'échantillon avant et après calcination. Après calcination, il restera juste les fibres de carbone, la résine a été évaporée.



Figure IV.7: Echantillon avant et après calcination.

IV.5 Essais mécanique

La connaissance du comportement d'un matériau en général, est indispensable en vue de son utilisation dans des conditions optimales. Cependant, dans le cas des matériaux composite, la connaissance du comportement des différents constituants ne permet de prévoir les propriétés du composites, et de donner des indications d'endommagements.

La caractérisation passe donc par des essais sur chaque type de composite utilisé. Dans notre étude nous avons effectué des essais statiques en flexions trois points (flexion simple et flexion courte) et des essais dynamiques par le biais des essais de chocs Charpy.

IV.5.1 Essai statique en flexion trois points

Afin de déterminer les caractéristiques mécaniques de matériau de l'étude, nous avons recours à l'essai de flexion trois points. Cinq éprouvettes ont été testées dans chaque direction.

Nous nous intéressons à la détermination des propriétés mécaniques usuelles telles que le module d'élasticité E , la contrainte à la rupture σ_r , la déformation à la rupture ε_r , la force maximale P_r , la flèche à la rupture f_r , ainsi qu'au profil du comportement du matériau et des endommagement engendrés.

IV.5.2 Description de la machine de flexion

Les essais de flexion sont réalisés sur une machine de type IBERTEST (fig.IV.8). C'est une machine universelle qui peut effectuer sans encombre la traction, la compression et la flexion, avec bien sûr changement de mors qui se montent et démontent facilement, elle est dotée d'une cellule de charge d'une capacité de 100 KN, accompagnée par des vitesses de chargement qui varient de 1 à 500 mm/min contrôlées automatiquement. Elle est constituée essentiellement d'une traverse inférieure fixe et d'une traverse supérieure mobile entraînée hydrauliquement, sur laquelle se trouvent les capteurs servant à mesurer la force appliquée sur l'éprouvette ainsi que le déplacement au cours de l'essai qui seront projetées directement sur l'écran d'un ordinateur lié à la machine. Sur chacune des traverses se trouve des mors permettant de fixer l'éprouvette.

Nous avons effectués des essais de flexion trois points avec une vitesse de 2mm/min à température ambiante.



Figure IV.8 : Machine de flexion trois points.

IV.5.3 Résultats des essais de flexion trois points

Pour déterminer les contraintes et les déformations, nous avons utilisé les formules de passage suivantes données par la théorie des poutres :

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (\text{IV.1})$$

$$\varepsilon = \frac{6hf}{L^2} \quad (\text{IV.2})$$

Avec :

σ : Contrainte normale (MPa)

ε : Déformation relative.

f : flèche (mm) mesurée au cours de l'essai pour chaque charge P(N).

L = 50 mm : longueur entre appuis (mm)

IV.5.4 Flexion simple (L=60mm)

Nous avons effectué des essais de flexion sur les différentes éprouvettes en tenant compte de la variation de l'angle de découpe dans les plaques composites. Les caractéristiques mécaniques des essais sont présentées dans le tableau IV.2 et leurs comportement mécanique par les courbes d'évolution contraintes en fonction des déformations.

Stratifié UD 12 couches	Largeur b (mm)	Hauteur h (mm)	Flèche f (mm)	Force P (N)	Déformation ε	Contrainte σ (MPa)	Module de Young E (MPa)
UD (0°)	15,36	2,78	2,89	1006	0,013	761	59872
UD (5°)	15,21	2,83	3,71	905	0,017	669	44163
UD (15°)	15,32	2,82	2,01	485	0,009	357	43522
UD (30°)	15,42	2,86	2,93	200	0,013	142	7929
UD (45°)	15,70	2,92	2,59	95	0,012	63	5471
UD (90°)	14,46	2,91	0,75	25	0,003	18	543

Tableau IV.2 : Caractéristiques mécaniques du matériau suivant les différentes directions.

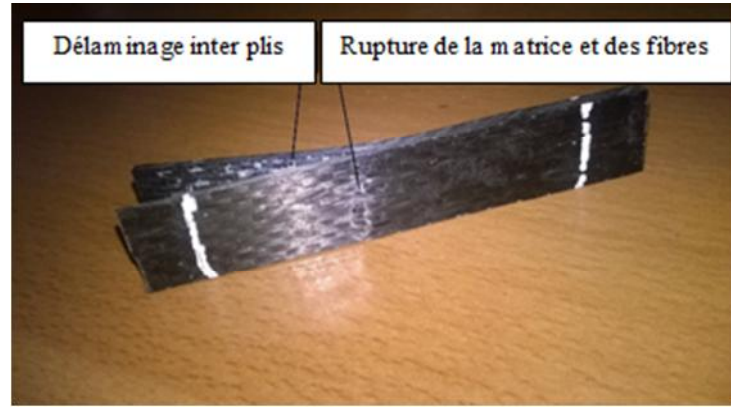
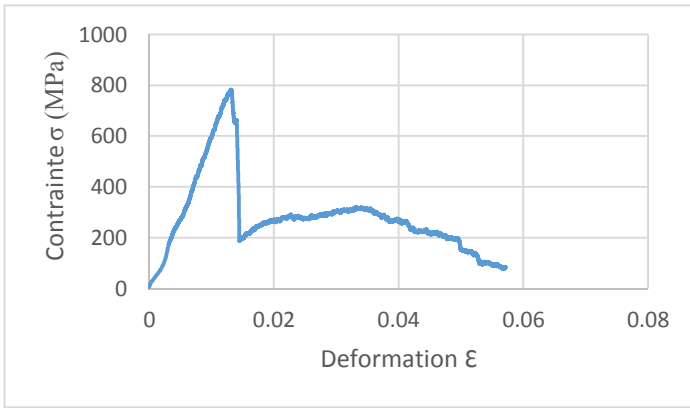


Figure IV.9 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (0°).

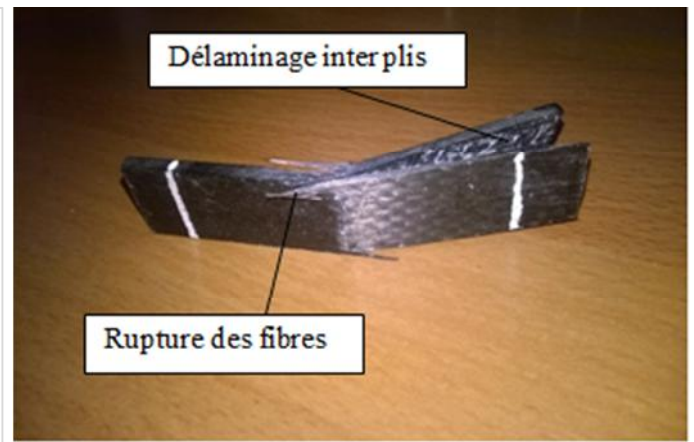
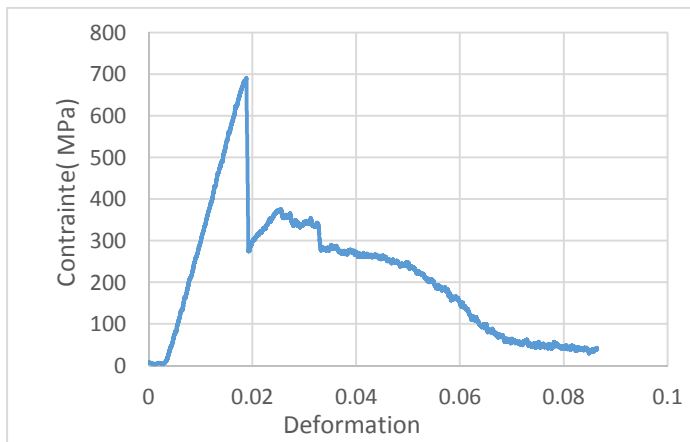


Figure IV.10 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (5°).

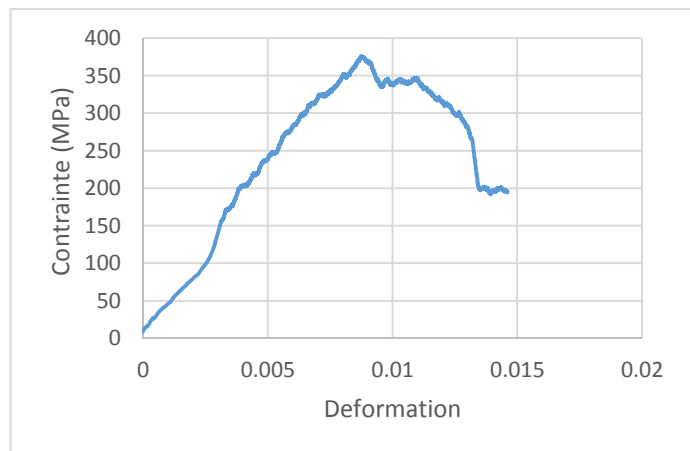


Figure IV.11 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (15°).

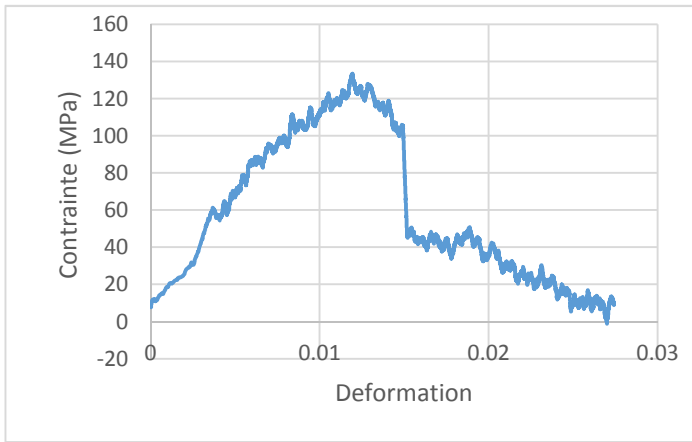


Figure IV.12 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (30°).

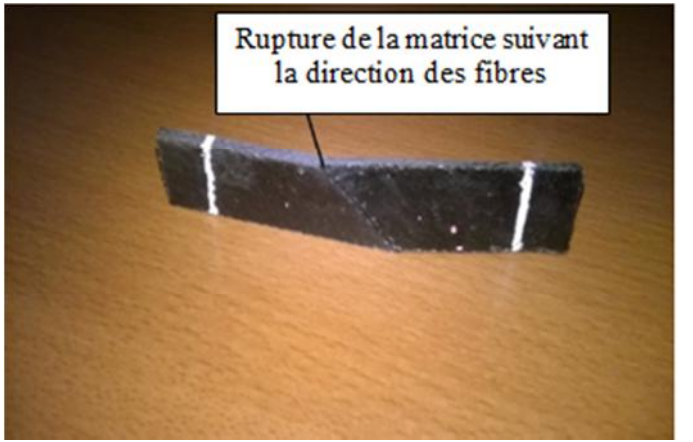
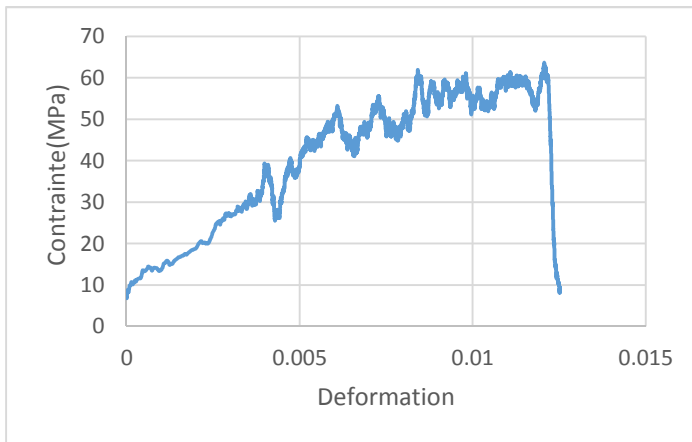


Figure IV.13 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (45°).

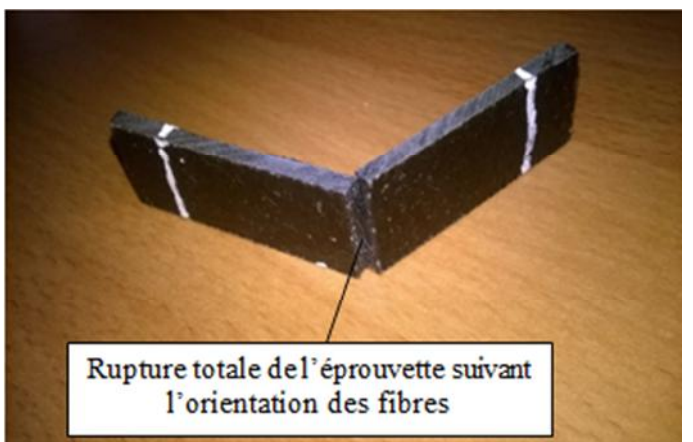
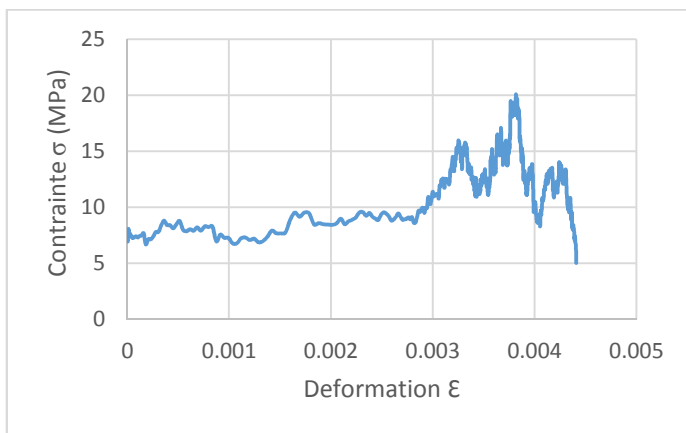


Figure IV.14 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (90°).

IV.5.5 Analyse et interprétation des résultats

Comme le montre les figures IV.9, IV.10 le comportement à rupture des lots UD (0°) et UD (5°) est fragile. Par contre, d'après les figures IV.11,...et IV.14, nous relevons que les courbes du comportement à rupture en flexion obtenues sur les autres composites, nous permettent de distinguer trois zones; une zone linéaire correspondant au comportement élastique de matériau, puis une zone non linéaire associée à l'apparition de premiers endommagements de la matrice et des fibres suivi d'une chute brutale de l'effort qui correspond à la rupture totale de matériau. Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot avec une légère dispersion de la contrainte à rupture, ceci est dû principalement à l'existence de défauts (bulles d'air) qui influencent la résistance à la rupture. Cette dernière est plus importante pour les lots d'éprouvettes qui sont découpée suivant la direction principale de renfort UD (0°). Elle diminue de plus en plus qu'on s'éloigne de l'angle 0° par rapport à l'axe principale du renfort jusqu'à atteindre son minimum à l'angle 90°. Ce qui montre que la résistance à la rupture est dépendante de la direction de sollicitations.

Les modules de Young sont obtenus par la courbe de tendance de régression linéaire de la partie élastique. Le module de Young est maximal sur l'axe principale du renfort UD (0°), et il diminue lorsqu'on s'éloigne de cet axe pour atteindre son minimum à $\theta=90^\circ$.

Les ruptures de fibres interviennent en général en phase finale de la rupture macroscopique. Il s'agit là du mode d'endommagement le plus dangereux pour la structure. La résistance de la fibre étant très élevée, sa rupture est donc le résultat d'une forte sollicitation dans l'axe de la fibre. Le processus d'endommagement conduisant à la rupture d'un composite unidirectionnel dépend de la statistique de rupture de la fibre. Le processus se déroulerait en trois étapes distinctes. La première étape correspond à l'initiation de l'endommagement par ruptures isolées des fibres les plus faibles, à un certain niveau de contrainte. La seconde étape est caractérisée par l'accumulation de ruptures aléatoires dans le composite à laquelle s'ajoute la croissance de l'endommagement autour des ruptures isolées, par rupture des premières fibres voisines sous l'effet de charge. Avec l'augmentation de la contrainte axiale, la probabilité de rompre de nouvelles fibres est en effet de plus en plus importante.

Au cours des essais de flexion, on entend des craques avant la rupture totale de l'échantillon, qui correspondent à la rupture de la matrice, au délaminage inter pli et rupture des fibres. Nous obtenons des ruptures en traction (Mode I) pour le matériau UD (90°), correspondant à

une rupture plate, une rupture en mode II (délaminage) suivi de rupture de fibres est obtenue pour les lots UD (0°) et UD (5°). Pour les autres lots la rupture suit la direction des fibres dans le renfort.

IV.5.6 Effet de l'anisotropie

Comme le montre les figure IV.15 et IV.16 la contrainte à rupture et le module de Young respectivement, diminuent en fonction de l'augmentation de l'angle de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort UD. Ce qui montre que la résistance à la rupture et la rigidité sont dépendantes de la direction de sollicitations. Cette chute de caractéristiques mécaniques est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de 15°. Un rapport du composite UD (0°) et UD (90°) est de 42 fois plus pour la contrainte à rupture et de 110 fois plus pour le module de Young. Cela est dû à la structure du renfort (tissu UD carbone), dans la direction des fibres UD (0°) c'est le renfort qui est sollicité, par contre dans la direction transverse UD (90°) c'est la matrice qui est sollicité et le renfort ne travaille pas selon cette direction.

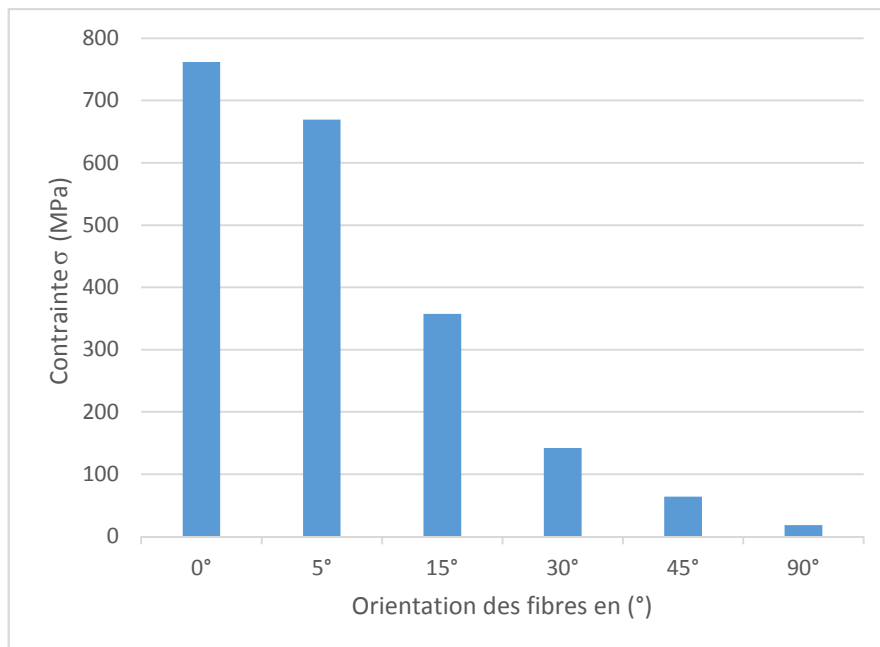


Figure IV.15 : Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture.

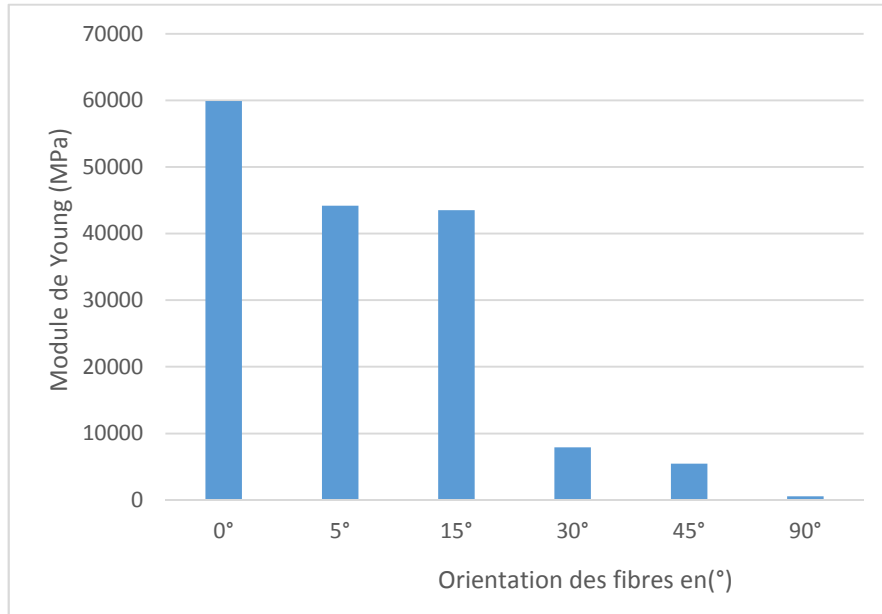


Figure IV.16 : Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité

IV.5.7 Flexion courte (L=15mm)

L'utilisation de structures en matériaux composites soumises à des sollicitations de flexion nécessite la connaissance du comportement au cisaillement de ces matériaux en statique. La sensibilité de ces matériaux au cisaillement interlaminaire peut entraîner des ruptures brutales. Des essais de flexion courte hors axe sur le même matériau utilisé pour la flexion simple et les mêmes orientations ont été menés pour déterminer leur comportement et leur sensibilité au cisaillement. Les caractéristiques mécaniques des essais sont présentées dans le tableau IV.3 et leur comportement mécanique par les courbes d'évolution contraintes en fonction des déformations.

Stratifié UD 12 couches	Largeur b (mm)	Hauteur h (mm)	Flèche f (mm)	Force P (N)	Déformation ϵ	Contrainte σ (MPa)	Module de Young E (MPa)
UD (0°)	15,05	2,80	0,73	2106	0,054	399	4853
UD (5°)	15,67	2,76	0,71	2041	0,053	379	4588
UD (15°)	15,37	2,87	0,77	1984	0,059	351	4155
UD (30°)	15,50	2,86	0,73	1582	0,055	279	3779
UD (45°)	15,56	2,89	0,645	725	0,049	123	2634
UD (90°)	15,38	2,87	0,53	42	0,035	7,39	1619

Tableau IV.3 : Caractéristiques mécaniques du matériau suivant les différentes directions.

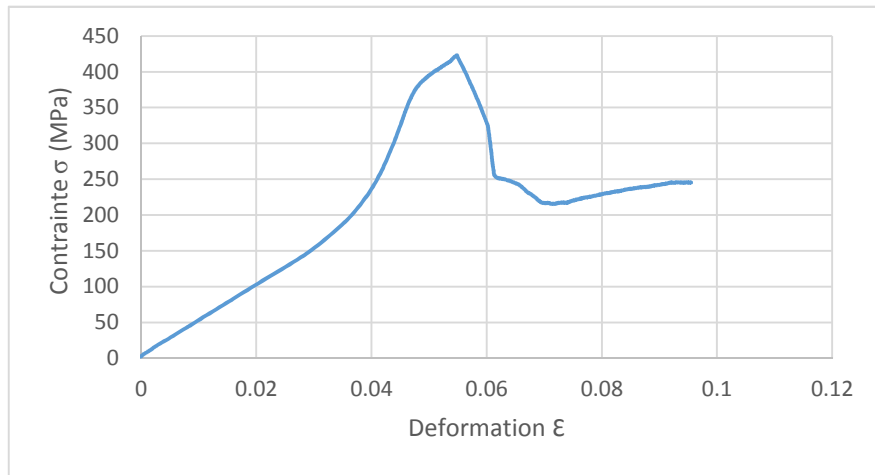


Figure V.17 : Evolution contraintes/déformations du lot UD (0°).

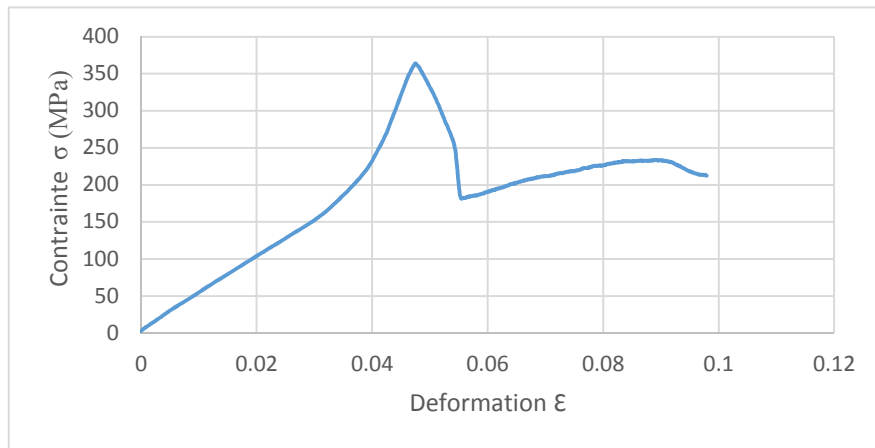


Figure V.18: Evolution contraintes/déformations du lot UD (5°).

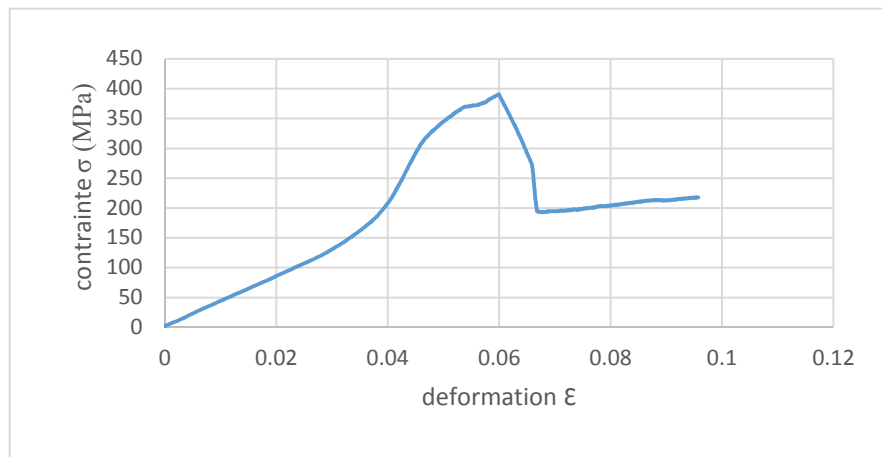


Figure V.19: Evolution contraintes/déformations du lot UD (15°).

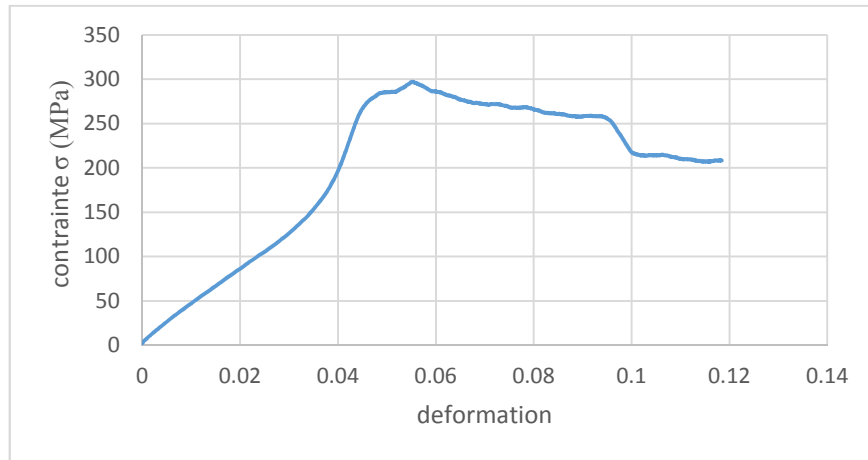


Figure V.20: Evolution contraintes/déformations du lot UD (30°).

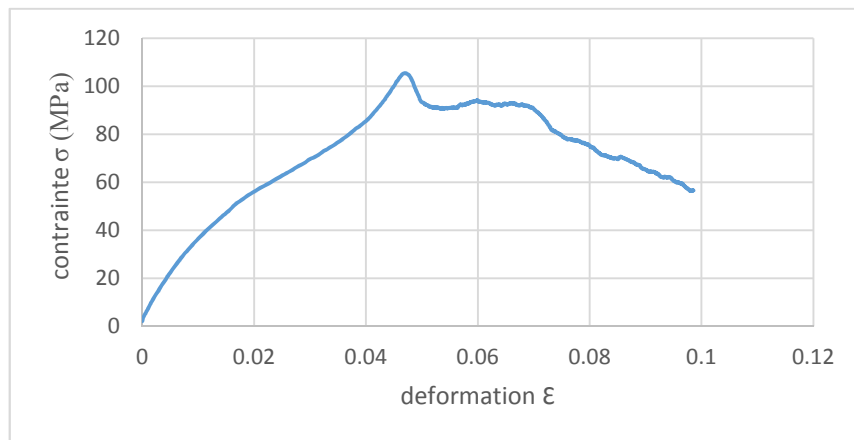


Figure V.21: Evolution contraintes/déformations du lot UD (45°).

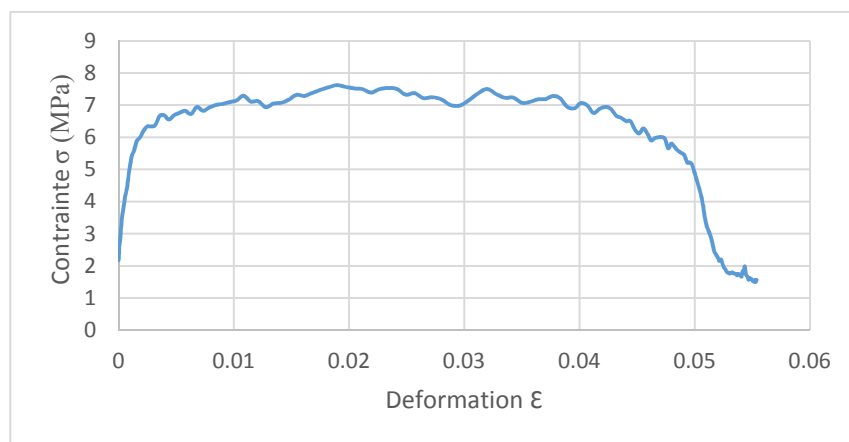


Figure V.22: Evolution contraintes/déformations du lot UD (90°).

IV.5.8 Analyse et interprétation des résultats

D'après les figures IV.17, IV.18,...et IV.22, nous relevons que les courbes du comportement à rupture en flexion courte obtenues pour tous les composites, nous permettent de distinguer trois zones; une zone linéaire correspondant au comportement élastique de matériau, puis une zone non linéaire associée à l'apparition de premiers endommagements suivi d'une chute brutale de l'effort qui correspond à la rupture totale de matériau.

Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot avec une légère dispersion de la contrainte à rupture. Cette dernière est plus importante pour les lots d'éprouvettes qui sont découpée suivant la direction principale de renfort UD (0°). Elle diminue de plus en plus qu'on s'éloigne de l'angle 0° par rapport à l'axe principale du renfort jusqu'à atteindre son minimum à l'angle 90°. De même, le module de Young est maximal sur l'axe principale du renfort UD (0°), et il diminue lorsqu'on s'éloigne de cet axe pour atteindre son minimum à $\theta=90^\circ$.

Au cours des essais de flexion courte, les mécanismes d'endommagement des matériaux n'apparaissent pas à l'échelle macroscopique.

IV.5.9 Effet de l'anisotropie

Comme le montre les figure IV.23 et IV.24 la contrainte à rupture et le module de Young respectivement, diminuent en fonction de l'augmentation de l'angle de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort UD. Ce qui montre que la résistance à la rupture et la rigidité sont dépendantes de la direction de sollicitations. Cette chute de caractéristiques mécaniques est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de 15°. Un rapport du composite UD (0°) et UD (90°) est de 54 fois plus pour la contrainte à rupture et de 3 fois plus pour le module de Young. Cela est dû à la structure du renfort (tissu UD carbone), dans la direction des fibres UD (0°) c'est le renfort qui est sollicité, par contre dans la direction transverse UD (90°) c'est la matrice qui est sollicité et le renfort ne travaille pas selon cette direction.

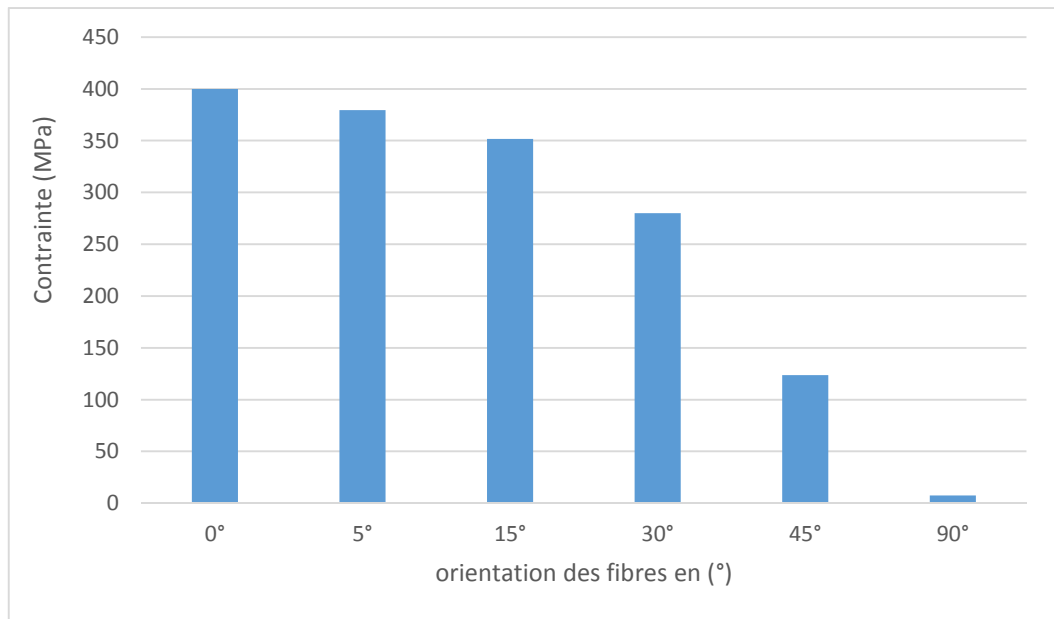


Figure IV.23 : Influence de l’anisotropie sur les contraintes à la rupture.

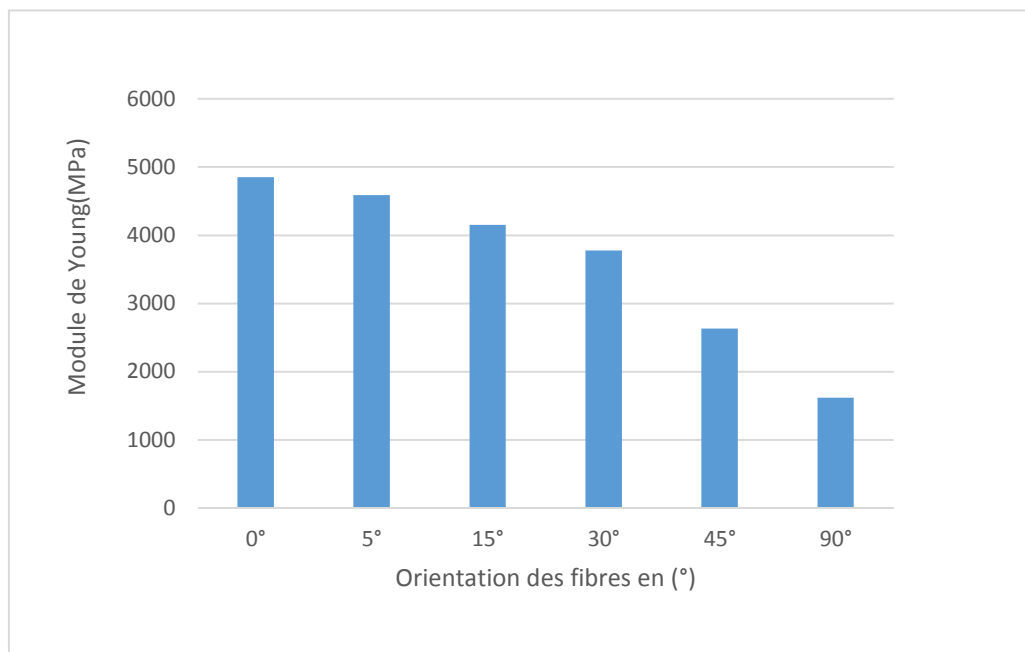


Figure IV.24 : Influence de l’anisotropie sur les modules d’élasticité

IV.6 Essai de choc Charpy

L'essai Charpy consiste à mesurer l'énergie dissipée par le mouton pendule en mouvement pendulaire à la suite d'un choc sur une éprouvette à une vitesse de 3,85 m/s. Par la suite, on récupère l'énergie absorbée par une simple lecture sur l'écran de l'appareil, cette mesure permet de calculer la résilience a_{cu} donnée par la relation IV.3.

$$a_{cu} = \frac{U}{S} \cdot 10^3 \quad (\text{KJ/m}^2) \quad (\text{IV.3})$$

avec :

a_{cu} : Résilience (KJ/m²)

U : Energie absorbée (J)

S : Surface rompue (mm)

IV.6.1 Eprouvettes utilisées en choc

La méthode de choc Charpy peut être utilisée pour établir des résultats comparatifs pour une famille propre de matériaux. Elle est applicable aux composites à matrices thermoplastiques et thermodurcissables renforcés par des fibres unidirectionnelles ou multidirectionnelles. Les échantillons entaillés ne conviennent généralement pas aux composites renforcés par des fibres longues. Dans ce cas, des échantillons non entaillés sont utilisés.

Des essais de percussion dits « normal à plat » ont été réalisés. Comme cela est représenté sur la figure IV.25, la position « à plat » indique la direction de percussion par rapport à l'épaisseur h et à la largeur b de l'éprouvette. Le terme « normal » indique la direction de percussion par rapport au plan du stratifié. Nous avons effectué des essais Charpy sur des éprouvettes non entaillées de dimensions $(80 \cdot 15 \cdot h) \text{ mm}^3$ avec une distance entre appuis de 40 mm.

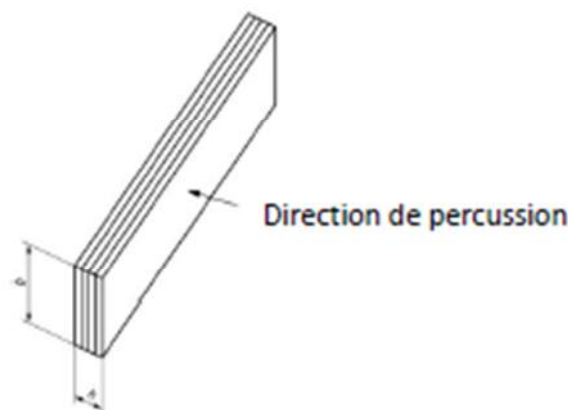


Figure IV.25 : Représentation schématique de l'éprouvette impactée.

IV.6.2 Mouton pendule utilisé

Le mouton pendule Zwick 5101 sert à déterminer la résilience et la dureté sur des éprouvettes normalisées en métal ou en plastique.

Les moutons pendules sont réalisés conformément à la norme DIN 51222

IV.6.3 Structure et fonction

L'appareil d'essai se compose d'un socle massif en fonte. Les pendules interchangeables permettant une capacité de fonctionnement échelonnée sont stockés sur deux côtés (figure IV.26). On élimine ainsi les vibrations qui faussent la mesure lors du choc.

Les dispositifs de réception pour les essais selon Charpy et Izod ainsi que pour les essais de traction au choc sont interchangeables.

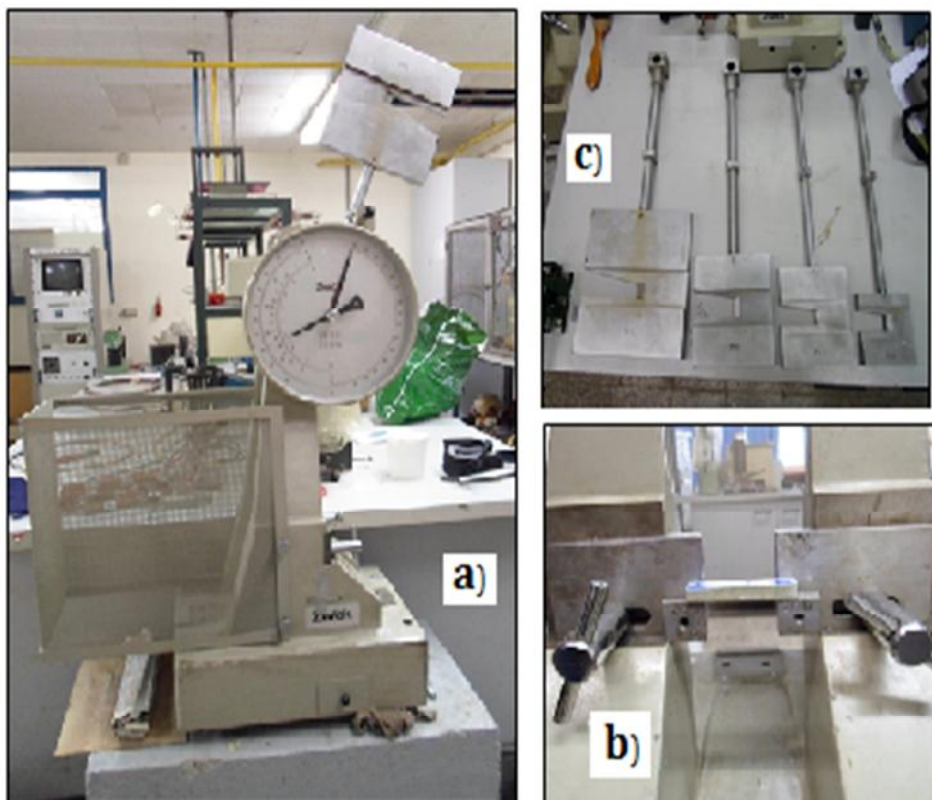


Figure IV.26 : a) Mouton pendule, b) Emplacement de l'éprouvette, c) Différentes masses.

IV.6.4 Données techniques du mouton pendule: 610-023-009

Les caractéristiques et les données techniques du mouton pendule Charpy utilisée sont données par le tableau IV.4.

Numéro du modèle	Zwick 5101
Capacité de travail	0...500/250/150/75 kpcm
Valeurs unitaires	2/1/0,5 kpcm
Capacité de travail	0...50/25/15/7,5 Joule
Valeurs unitaires	0,2/0,1/0,005 Joule
Lecture	Cardan segmenté 160° avec aiguille entraînée, diamètre du cardan 300 mm
Longueur de pendule	390 mm
Vitesse d'impact	3,85 m/s
Portée libre	84 mm
Dimensions de l'éprouvette Charpy	15*10, 6*4, 10*10, 6*6 mm Distance entre butées 22...70 mm 1/2"*1/2"
Izod	Distance entre butées 4" Largeur maxi 26 mm Epaisseur 15/10/4 mm 1/2"/1/4"
Traction au choc	Largeur maxi 15mm, épaisseur maxi 4,5mm, charge transversale 120/60/30 g
Laquage	Vernis à battitures vert
Dimensions (L*I*h)	440*320*900 mm
Poids	Brut env. 150 kg
Dispositif de climatisation pour les essais Charpy	Domaine de travail : -50°C...+100°C Capacité maxi 30 éprouvettes (petite barre standard 6*4*50 mm) Thermostat à liquide Branchement : 220 V, 50 Hz, 2 kVA

Tableau IV.4 : Données techniques du mouton pendule.

IV.6.5 Résultats des essais de choc

Les essais de choc sont effectués à une énergie d'impact de 15J (faible énergie d'impact) avec une vitesse de 3,85 m/s sur des éprouvettes qui ont les mêmes orientations que les essais statiques déjà effectué. Dans ce qui suit, un résumé des données moyennes des paramètres et propriétés des éprouvettes testées par choc Charpy, sera illustré à travers des tableaux. L'analyse des faciès de rupture sera discutée en utilisant des examens macroscopiques visuels des mécanismes d'endommagements.

UD (0°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (0°) 1	15,61	2,9	7,9	174,51
UD (0°) 2	15,61	2,84	8,5	191,73
UD (0°) 3	15,6	2,89	8,6	190,7
UD (0°) 4	15,44	2,71	8,2	195,97
UD (0°) 5	15,12	2,78	7,9	187,94
Moyenne	15,476	2,824	8,22	188,18
Ecartype	0,21	0,07	0,32	8,16
Erreur (%)	1,36	2,81	3,97	4,34

Tableau IV.5 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (0°).

UD (5°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (5°) 1	14,95	2,8	6,4	152,89
UD (5°) 2	15,49	2,8	6,4	147,56
UD (5°) 3	15,44	2,88	6,9	155,17
UD (5°) 4	15,44	2,79	7,3	169,46
UD (5°) 5	15,12	2,73	6,7	162,31
Moyenne	15,28	2,8	6,74	157,47
Ecartype	0,23	0,05	0,37	8,540
Erreur (%)	1,56	1,90	5,61	5,42

Tableau IV.6 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (5°)

UD (15°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (15°) 1	15,95	2,84	6,2	136,87
UD (15°) 2	15,56	2,88	6,1	136,12
UD (15°) 3	15,72	2,79	6,5	148,20
UD (15°) 4	15,86	2,83	6,7	149,27
UD (15°) 5	15,96	2,89	6	130,08
Moyenne	15,81	2,84	6,3	140,11
Ecartype	0,16	0,04	0,29	8,31
Erreur (%)	1,07	1,41	4,62	5,93

Tableau IV.7 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (15°)

UD (30°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (30°) 1	15,84	2,77	2,4	54,69
UD (30°) 2	15,48	2,86	2,3	51,95
UD (30°) 3	15,69	2,93	2,1	45,68
UD (30°) 4	15,36	2,85	1,9	43,40
UD (30°) 5	15,13	2,89	2	45,73
Moyenne	15,5	2,86	2,14	48,29
Ecartype	0,27	0,05	0,20	4,78
Erreur (%)	1,79	2,06	9,68	9,91

Tableau IV.8 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (30°).

UD (45°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (45°) 1	15,68	2,92	1,2	26,20
UD (45°) 2	15,90	2,84	1,1	24,35
UD (45°) 3	15,67	2,96	1,2	25,87
UD (45°) 4	15,83	2,95	1,3	27,83
UD (45°) 5	15,85	2,89	1	21,83
Moyenne	15,78	2,91	1,16	25,22
Ecartype	0,10	0,04	0,11	2,26
Erreur (%)	0,66	1,67	9,82	8,97

Tableau IV.9 : Résultats d'essai Charpy pour le lot UD (45°).

UD (90°)	Largeur b (mm)	Epaisseur h (mm)	Energie absorbée (J)	Résilience (KJ/m ²)
UD (90°) 1	15,85	2,97	0,6	12,74
UD (90°) 2	15,83	2,9	0,7	15,24
UD (90°) 3	15,86	2,83	0,6	13,36
UD (90°) 4	15,98	3,04	0,7	14,40
UD (90°) 5	15,00	2,86	0,7	16,31
Moyenne	15,70	2,92	0,66	14,41
Ecartype	0,39	0,08	0,05	1,43
Erreur (%)	2,53	2,91	8,29	9,92

Tableau IV.10 : Résultats d'essai Charpy pour le lot F (90°).

IV.6.6 Analyse des résultats

D'après les tableaux IV.5, IV.6,...et IV.10, nous constatons que les valeurs de l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes ainsi que la résilience sont plus importantes pour le composite UD (0°). Elles diminuent tout en augmentant l'angle de sollicitation par rapport à la direction principale du renfort. Une chute de ces caractéristiques es beaucoup plus prononcé à partir d'un angle de (15°). Ces caractéristiques de choc Charpy obtenus présentent une dispersion des résultats suivant toute les directions de sollicitation. Cette dispersion est une caractéristique des

matériaux hétérogènes. En effet, la distribution de taux de fibres dans la composition des stratifiés ainsi que leurs orientations n'est pas uniforme, ce qui provoque des chemins de rupture souvent tortueux qui ne suivent pas forcément la direction principale de renfort.

Les faciès de rupture obtenus pour les composites UD (0°) et UD (5°) présentent des ruptures de fibres et de matrice avec un important délaminage inter pli (figure IV.27). Le délaminage est un phénomène d'absorbeur d'énergie, ce qui prouve que pour les éprouvettes de ces deux matériaux les caractéristiques de choc sont plus importantes par rapport aux autres qui ne contiennent pas du délaminage. Pour les stratifiés UD (15°), UD (30°) et UD (45°) nous obtenons des ruptures qui suivent la direction des mèches de renfort UD qui se traduit par rupture de la matrice et des fibres (figure IV.27). Des ruptures en traction (Mode I) sont obtenues pour le matériau UD (90°), correspondant à une rupture plate des fibres et de la matrice (figure IV.27). Ces mêmes mécanismes d'endommagement sont obtenus pour les essais de flexion simple.

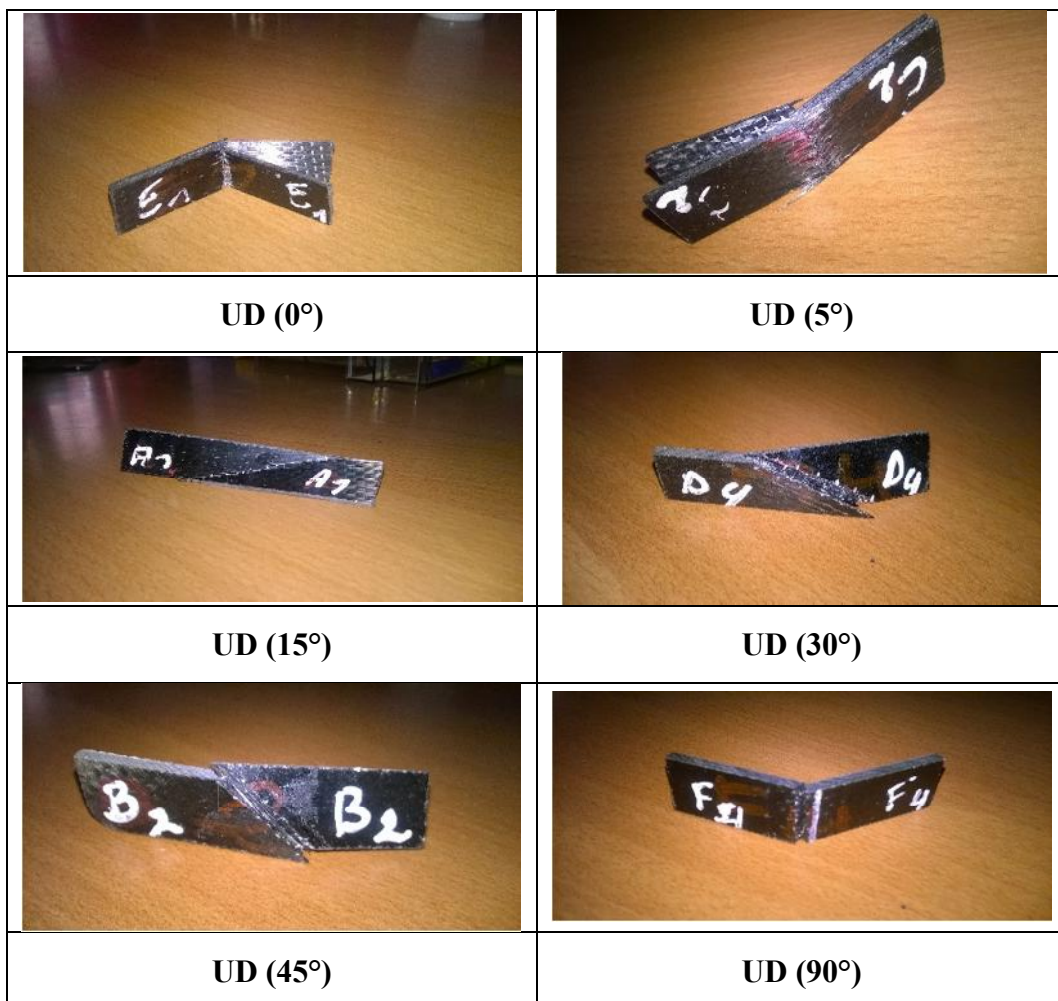


Figure IV.27 : Eprouvettes rompues par choc Charpy.

IV.6.7 Effet de l'anisotropie

Comme le montre les figure IV.28 et IV.29, l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes et la résistance au choc Charpy respectivement diminuent en fonction de l'augmentation de l'angle de découpe des éprouvettes par rapport à l'axe principale du renfort UD. Ce qui montre que la résilience est dépendante de la direction de sollicitations. Cette chute de caractéristiques au choc Charpy est beaucoup plus prononcée à partir d'un angle de (15°). Un rapport de résilience et de 13 fois plus pour le composite UD (0°) et UD (90°). Cela est dû à la structure du renfort (tissu UD carbone), dans la direction des fibres UD (0°) c'est le renfort qui est sollicité, par contre dans la direction transverse UD (90°) c'est la matrice qui est sollicité et le renfort ne travaille pas selon cette direction.

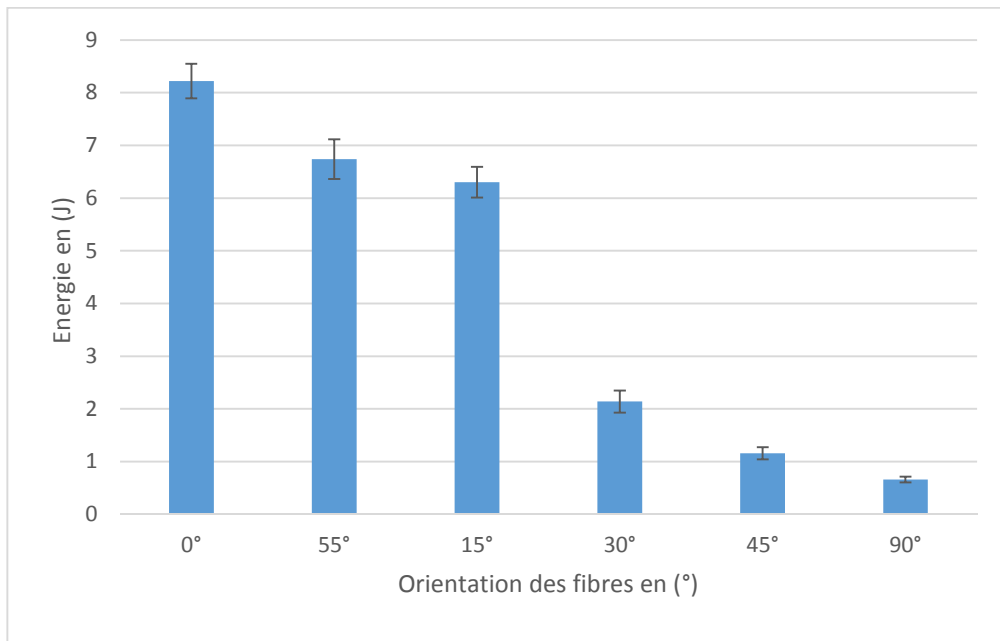


Figure IV.28 : Energie absorbée en fonction de l'orientation des fibres.

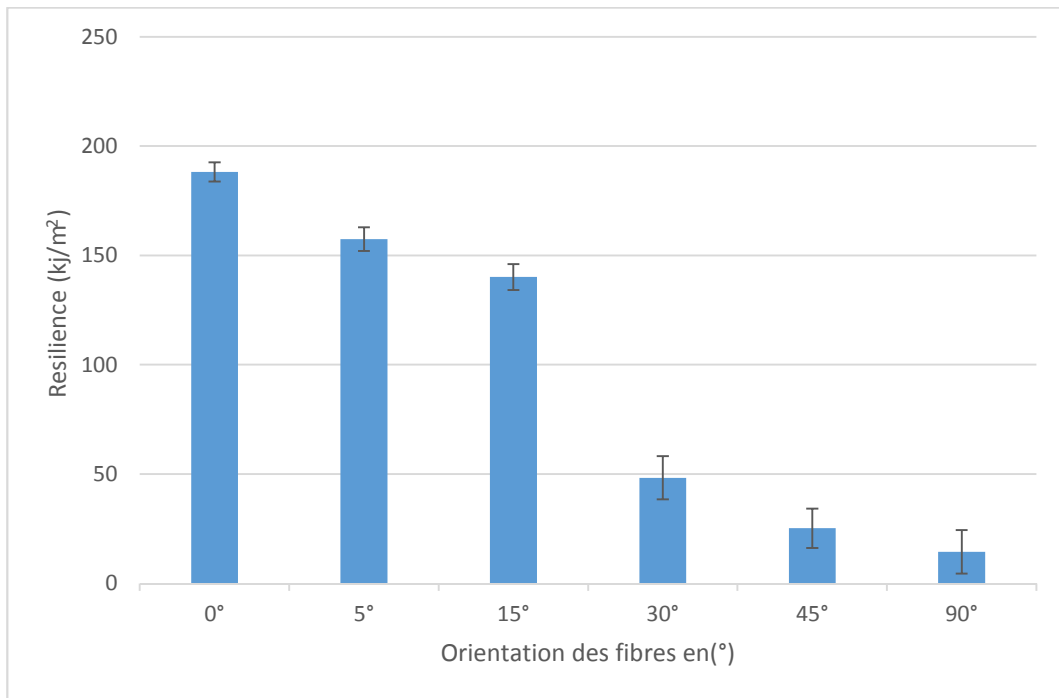


Figure IV.29 : Résilience en fonction de l'orientation des fibres.

IV.7 Essai de microdureté

La dureté a été définie comme résistance d'un matériau à la pénétration permanente par un autre matériau plus dur que lui. La mesure est faite après que la force d'essai ait cessé. La connaissance de la valeur de la dureté nous permet d'accéder aux caractéristiques mécaniques du matériau, ainsi que de prévoir son comportement à l'usure lors d'un contact avec d'autres matériaux. Les tests de microdureté ont été réalisés sur un appareil semi-automatique de type ZWICK ROELL ZHV (figure IV.30). Ce microduromètre est constitué d'un microscope permettant d'avoir une image agrandie à 400 fois et d'un système d'indentation. Le pénétrateur utilisé est en diamant de forme pyramidale (Knoup) à base rectangulaire avec un angle de $172^{\circ}30'$ entre deux faces opposées et 130° pour les deux autres faces. Une fois les paramètres introduits dans le programme (valeur de la charge tel que les charges appliquées sont inférieures à 1Kgf) la phase à indenter est localisée et ramenée en un point connu de la réglette (deux droites superposées). En actionnant l'indentation, le pénétrateur est déplacé de sorte à indenter la phase ciblée laisse une empreinte dont la taille est comprise entre 0.01 et 0.1mm ($D=7d$). La charge est appliquée pendant 20 secondes puis retirée automatiquement. Le microscope se repositionne sur l'empreinte (Figure IV.30) et permet de mesurer, par déplacement des deux droites, les deux diagonales de l'empreinte. L'appareil affiche les mesures effectuées et le programme calcule alors la valeur de la microdureté correspondante.

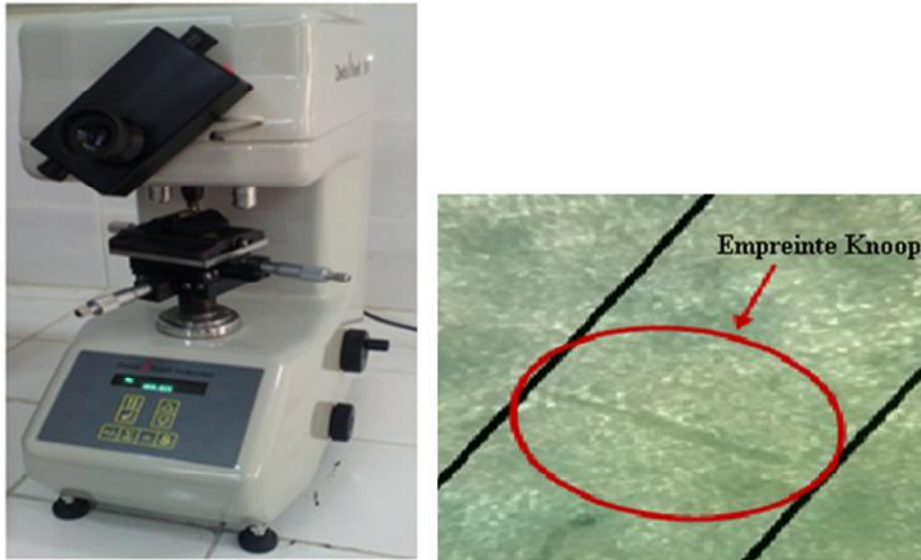


Figure IV.30 : D'uromètre et empreinte Knoop.

IV.7.1 Résultats obtenus

Après avoir appliqué une charge de 0,025 kg à l'aide de microduromètre sur notre échantillon UD, nous avons obtenu les résultats présentés dans le tableau IV.11.

Echantillon UD			
d (μm)	HK	d (μm)	HK
91	17	131.8	8
87.8	18	125.1	9
96.6	24	79.8	22
110.1	12	95.8	16
85.4	20	86.2	19

Tableau IV.11: Résultats obtenu pour l'échantillon UD.

IV.7.2 Analyse des résultats

L'analyse des résultats nous permet de conclure que le matériau UD présente une dispersion de valeur de microdureté due à l'hétérogénéité de la distribution des fibres dans la matrice à l'échelle microscopique. Cette variation de la microdureté est due aussi à la variation de la profondeur des fibres. Nous obtenons des valeurs plus importantes quand le pénétrateur s'enfonce sur une surface qui présente une concentration des fibres. Quand le pénétrateur s'est enfoncé dans des endroits moins durs (la matrice), il en résulte de petites valeurs.

IV.8 Conclusion

- L'essai de flexion nous a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques intrinsèques de nos matériaux et les mécanismes d'endommagement engendrés, et de mettre en évidence l'effet de sollicitations hors axe principale du renfort UD.
- Les essais de flexion hors axe permettent de caractériser les interfaces entre les mèches. De faibles désorientations entre la direction des fibres et le grand axe des éprouvettes entraînent des diminutions importantes des caractéristiques reliées à ces interfaces.
- Les essais Charpy à faible énergie d'impact ont permis de montrer que les sollicitations hors axe du renfort UD ont un effet notable sur l'énergie absorbée et la résistance au choc.
- Les essais effectués présentent parfois une dispersion des caractéristiques intrinsèques des matériaux qui est une caractéristique des matériaux hétérogènes. Elles sont dues au mode d'élaboration des éprouvettes et à l'architecture du renfort UD utilisé.
- Les mêmes mécanismes d'endommagements ont été observés sur les essais de flexion simple et les essais de choc Charpy suivant les mêmes directions de sollicitation.

Conclusion générale

Conclusion générale

Cette étude nous a permis de définir une approche de la caractérisation de matériaux composites par des essais statiques et dynamiques sous sollicitation hors axes. La présente étude a concerné en premier lieu, la mise au point d'une méthodologie de caractérisation en flexion trois points de matériaux composites à matrice organique. La réponse de ces composites suite à l'application d'un chargement dynamique a été mise en évidence à travers des essais de chocs Charpy. Ainsi, les mécanismes d'endommagement engendrés sont discutés et analysés.

L'essai de flexion nous a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques intrinsèques de nos matériaux et les mécanismes d'endommagement engendrés, et de mettre en évidence l'effet de sollicitations hors axe principale du renfort UD. Les essais de flexion hors axe permettent de caractériser les interfaces entre les mèches. De faibles désorientations entre la direction des fibres et le grand axe des éprouvettes entraînent des diminutions importantes des caractéristiques liées à ces interfaces.

Les essais Charpy à faible énergie d'impact ont permis de montrer que les sollicitations hors axe du renfort UD ont un effet notable sur l'énergie absorbée et la résistance au choc. Les essais effectués présentent parfois une dispersion des caractéristiques intrinsèques des matériaux qui est une caractéristique des matériaux hétérogènes. Elles sont dues au mode d'élaboration des éprouvettes (moulage au contact) et à l'architecture du renfort UD utilisé.

Les mêmes mécanismes d'endommagements ont été observés sur les essais de flexion simple et les essais de choc Charpy suivant les mêmes directions de sollicitation. En effet, Les faciès de rupture obtenus pour les composites UD (0°) et UD (5°) présentent des ruptures de fibres et de matrice avec un important délaminage inter pli. Le délaminage est un phénomène d'absorbeur d'énergie, ce qui prouve que pour les éprouvettes de ces deux matériaux les caractéristiques de choc sont plus importantes par rapport aux autres qui ne contiennent pas de délaminage. Pour les stratifiés UD (15°), UD (30°) et UD (45°) nous obtenons des ruptures qui suivent la direction des mèches de renfort UD qui se traduit par rupture de la matrice et des fibres. Des ruptures en traction (Mode I) sont obtenues pour le matériau UD (90°), correspondant à une rupture plate des fibres et de la matrice.

Notre étude expérimentale n'est qu'une première approche et il conviendrait de développer un programme plus complet. Néanmoins elle montre que les essais de flexion trois points et les essais de choc Charpy sous sollicitation hors axe permettent bien d'identifier les mécanismes de rupture pouvant se produire dans des structures en service.

Pour poursuivre cette étude, une caractérisation de ces composites peut être complétée par le biais des essais de fatigue.

L'utilisation des essais de choc instrumenté permettra d'approfondir l'analyse de l'effet de la vitesse de sollicitation sur le comportement des matériaux, et d'avoir des éléments d'information pour mieux comprendre les mécanismes de rupture engendrés.

La détermination de la phénoménologie des mécanismes d'endommagement permet de mettre une loi du comportement et de prédire le comportement de divers stratifiés avec différentes séquences d'empilement.

*Références
bibliographiques*

Bibliographie

[1] Jean-Marie Berthelot

Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structures, LAVOISIER, 2005.

[2] L.Berreur, B.Maillard et S.Nösperger, Rapport de synthèse

L'industrie française des matériaux composites, NODAL CONSULTANTS, Rév.2 du mai 2002, décembre 2001.

[3] Yohann LEDRU ; Thèse de Doctorat

Etude de la porosité dans les matériaux composites stratifiés Aéronautiques ; Université de Toulouse; 14 décembre 2009.

[4] Azzi Dhaouia

Etude de vieillissement d'un composite verre/polypropylène Master Génie mécanique Université Mouloud Mammeri 2011/2012.

[5] Paul LUCAS et Guy ZANLLA

Mise en œuvre des composites TP, Compounds à fibres courtes et longues, Article AM 5 235, Techniques de l'ingénieur.

[6] Claude BATHIAS et Coll

Matériau composite, 2eédition, Dunod, Paris, 2005,2009.

[7] Laarej Merad

Etude par spectroscopie Raman et modelisation d'une résine composite RTM, Université Abou Bakr BELKAID de Tlemcen 2010.

[8] Glossaire des matériaux composites

C.A.R.M.A. centre d'animation régional en matériaux avancés 2006

[9] Mezzo Aghilas

Mémoire de fin d'étude, étude d'une sollicitation hors axes d'un composite unidirectionnel (verre /époxyde) : cas de traction, Université Mouloud Mammeri Tizi-Ouzou 2012.

[10] Hammal Lynda,

Etude de comportement mécanique d'un stratifié, Université Mouloud Mammeri Tizi-Ouzou 2009

[11] Technique d'ingénieur

Essais des plastique renforcés 1997.

[12] Imen Kallel- Kamoun

Analyse mécanique des essais de flexion par flambement postcritique, école centrale de Lyon 1999.

[13] Les essais mécaniques, <http://joho.monsite.orange.fr/>.

[14] Buzenad Mohand, KAROU Mourad

Influence de vieillissement et du recyclé sur les caractéristiques mécanique d'un matériau composite, Université Mouloud Mammeri ,2014.

[15] Escale-Laurent

Elaboration d'un matériau composite multifonctionnel, thèse de doctorat Université de Toulouse, 17 décembre 2013

[16] Bénédicte BONNET

Comportement au choc des matériaux composites pour applications automobiles. Thèse Doctorat, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris (2005).

[17] Sébastien BLASSIAU

Modélisation des phénomènes microstructuraux au sein d'un composite unidirectionnel Carbone/époxy et prédiction de durée de vie : contrôle et qualification de réservoirs Bobines. Thèse doctorat, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris (2005).

[18] D. Rouby

Comportement des composites à fibres longues et matrice flexible et tenace. Micromécanique des composites (1999).