

**République Algérienne Démocrate et Populaire**  
**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique**  
**Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou**  
**Faculté de Génie de la Construction**  
**Département de Génie Mécanique**



# **Mémoire de fin d'études**

**En vue de l'obtention du diplôme de Master en Génie Mécanique**

**Option : Construction Mécanique**

## **Thème**

**Comportement aux chocs  
d'un stratifié hybride**

**Proposé et dirigé par :**

**M. KACIMI Bachir**

**Etudié par :**

**M. Lakhdarchaouche Mohand**

**M. Ibaouene Ali**

**Promotion : 2016/2017**

# Remerciements

La première personne que nous tenons à remercier est notre encadreur Mr.Kacimi Bachir pour l'orientation, la confiance, la patience qui ont constitué un apport considérable sans lequel ce travail n'aurait pas pu être mené au bon port.

Nos remerciements s'étendent également aux membres du jury pour l'honneur qu'ils nous font en acceptant d'examiner et de juger le présent travail.

Nous tenons à exprimer nos sincères remerciements à tous les professeurs qui nous ont enseigné et qui par leurs compétences nous ont soutenu dans la poursuite de nos études.

Enfin, on remercie tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à la réalisation de ce travail.

# Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à ma très chère et douce mère, mon très cher père, pour l'éducation qu'ils m'ont prodigué; avec tous les moyens et au prix de toutes les sacrifices qu'ils ont consentis à mon égard, pour le sens du devoir qu'ils m'ont enseigné depuis mon enfance. A qui m'adresse au ciel les vœux les plus ardents pour la conservation de leur santé et de leur vie.

En particulier à mes chers frères : Dada Fouad, Amirouche, Foudhel, Hicham.

Mohand

Je dédie ce modeste travail à :

Mes chers parents que dieu les protège, qui ont toujours été là derrière moi pour m'encourager et me faciliter la tâche durant toutes mes études.

A mes chers frères et chères sœurs,

A tous mes amis et collègues sans exception.

Ali

# Sommaire

Remerciements	
Dédicaces	
Sommaire	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Liste des symboles	
Introduction générale.....	1

## Chapitre I : Généralités sur les matériaux composites

I.1 Introduction.....	3
I.2 Définitions.....	3
I.3 Caractéristiques générales .....	3
I.4. Types de matériaux composites .....	4
I.4.1 Composites grande diffusion (GD).....	4
I.4.2 Composites haute performance (HP).....	4
I.5 Classification des matériaux composites .....	4
I.5.1 Classification suivant la forme des constituants .....	5
I.5.1.1 Composites à fibres .....	5
I.5.1.2 Composites à particules.....	5
I.5.2 Classification suivant la nature des constituants.....	6
1. Composites à matrice organique.....	6
2. Composites à matrice métallique.....	6
3. Composites à matrice minérale.....	6
I.6 Les éléments constitutifs d'un matériau composite .....	6
I.6.1 Les matrices .....	7
I.6.1.1 Les résines thermodurcissables (TD) .....	7
I.6.1.1.a Les résines polyesters instaurées.....	7
I.6.1.1.b Les résines époxydes.....	8
I.6.1.2 Les résines thermoplastiques.....	8
I.6.1.3 Les résines thermostables.....	9
I.6.1.4 Les matrices métalliques .....	9
I.6.1.5 Les matrices céramiques .....	10
I.6.2 Les renforts .....	10
I.6.2.1 Fibre de verre .....	10
I.6.2.2 Fibres de carbone .....	12
I.6.2.3 Fibres aramides .....	12
I.6.2.4 Fibres naturelles .....	13
I.6.2.5 Fibres céramiques.....	13
I.6.2.6 Architecture des renforts .....	14
a) Forme linéique.....	14
b) Forme surfacique.....	14
c) La forme multidirectionnelle .....	16
I.6.3 Charges et adjuvants .....	17
I.6.3.1 Les charges.....	17
I.6.3.2 Les adjuvants.....	17
I.7 Les stratifiés .....	17
I.7.1 Désignation des stratifiés .....	18

I.7.2	Les composites sandwichs .....	19
I.8	Les technologies de mise en œuvre .....	19
I.8.1	Moulage au contact .....	20
I.8.2	Moulage par projections simultanées.....	21
I.8.3	Moulage sous vide.....	22
I.8.4	Moulage en autoclave .....	23
I.8.5	Moulage par injection de résine RTM .....	23
I.8.6	Moulage par enroulement filamentaire .....	24
I.8.7	Choix du moyen de production.....	25
I.9	Domaines d'utilisation des matériaux composites.....	26
I.9.1	Utilisation de composites dans l'aéronautique .....	26
I.9.2	Les composites et l'automobile .....	27
I.9.3	Les composites dans le ferroviaire.....	27
I.9.4	Les composites et la construction nautique.....	27
I.9.5	Les composites dans le secteur médical.....	28
I.9.6	Les composites dans les équipements de sports et loisirs .....	28
I.9.7	Les composites et la construction électrique.....	29
I.10	Avantages et inconvénients des matériaux composites .....	29
I.10.1	Avantages des matériaux composites.....	29
I.10.2	Inconvénients des matériaux composites .....	29
I.11	Conclusion .....	30

## **Chapitre II : Etat de l'art sur le comportement aux chocs des matériaux composites**

II.1	introduction.....	31
II.2	Généralités sur l'impact.....	31
II.2.1	Impact basse vitesse.....	31
II.2.2	Impact à vitesse modérée .....	31
II.2.3	Impact à vitesse élevée .....	32
II.2.4	Impact hyper vitesse .....	32
II.3	Moyens d'essais d'impact .....	32
II.3.1	Essai Charpy .....	32
II.3.1.1	Principe du mouton pendule .....	32
II.3.1.2	Calcul de l'énergie absorbée .....	33
II.3.1.3	La résistance au choc Charpy.....	34
II.3.1.4	Essai Charpy sur matériaux base polymères.....	35
II.3.2	Poids tombant.....	35
II.3.3	Barres Hopkinson.....	37
II.3.4	Lanceur MIKA .....	38
II.4	Paramètres gouvernant le comportement sous impact des composites à matrice Organique.....	39
II.4.1	Influence des caractéristiques de l'impact .....	39
II.4.1.1	Vitesse d'impact.....	39
II.4.1.2	Masse de l'impacteur .....	42
II.4.1.3	Forme de l'impacteur .....	44
II.4.2	Influence des caractéristiques du composite impacté .....	44
II.4.2.1	Paramètres géométriques de la structure.....	44
II.4.2.1.1	Epaisseur de la structure.....	44
II.4.2.1.2	Dimensions de la structure .....	46
II.4.2.2	Paramètres matériaux .....	46

II.4.2.2.1	Type de matrice .....	46
II.4.2.2.2	Nature des fibres .....	48
II.4.2.2.3	Structure du renfort .....	49
II.4.2.2.4	Séquence de drapage .....	50
II.4.2.2.5	Propriétés mécaniques de l'interface fibre/matrice.....	50
II.4.3	Influence de l'environnement sur le comportement des composites .	51
II.5	Quelques travaux récents sur les impacts Charpy .....	53
II.6	Conclusion .....	56

### **Chapitre III Essais mécaniques et mécanismes d'endommagement**

III.1	Introduction .....	57
III.2	Essais de structures.....	57
III.2.1	Essais par Poids tombant .....	57
III.3	Essais statiques .....	58
III. 3.1	Essai de traction.....	58
III. 3.1.1	Traction longitudinale.....	59
III.3.1.2	Traction transversale.....	59
III. 3.1.3	Traction hors axes (essai de traction à 45°).....	60
III.3.2	Essai de compression.....	61
III.3.3	Essai de flexion.....	62
III.3.3.1	Essai de flexion trois points .....	62
III.3.3.2	Essai de flexion quatre points .....	64
III. 3.3.3	Essai de flexion par flambement.....	65
III. 3.3.4.	Essai de cisaillement.....	66
III.4	essais dynamique.....	66
III.4.1	Essais Charpy / Izod .....	66
III.4.2	Fatigue et endurance.....	67
III.5	Mécanisme d'endommagement des composites .....	69
III.5.1	Les différentes échelles d'observation de l'endommagement.....	69
III.5.2	Rupture de fibre .....	70
III.5.3	Rupture de la matrice .....	70
III.5.4	Décohésion fibre/matrice .....	71
III.6	Conclusion.....	72

### **Chapitre IV Partie expérimentale**

IV.1	Introduction .....	73
IV.2	Matériau de l'étude .....	73
IV.2.1	Elaboration des éprouvettes .....	74
IV.2.2	Géométrie des éprouvettes .....	75
IV.3	Caractérisation mécaniques.....	76
IV.3.1	Essai de flexion trois points .....	76
IV.3.1.1	Machine de flexion utilisée .....	77
IV.3.1.2	Résultat des essais de flexion trois points .....	77
IV.3.1.3	Interprétation des résultats de l'essai de flexion.....	79
IV.3.2	Essai de microdureté .....	81
IV.3.2.1	Description et fonction .....	81
IV.3.2.2	Résultats de l'essai de microdureté .....	82
IV.3.2.3	Interprétation des résultats de l'essai de dureté.....	83
IV.3.3	Essai de choc Charpy .....	83

IV.3.3.1	Eprouvettes utilisées en choc.....	84
IV.3.3.2	Mouton pendule utilisé.....	84
IV.3.3.3	Structure et fonction .....	84
IV.3.3.4	Données techniques du mouton pendule: 610-023-009 .....	85
IV.3.3.5	Résultats et analyses de l'essai de choc.....	86
IV.3.3.5.1	Résultats su lot de référence (Lot A).....	86
IV.3.3.5.2	Résultats Lot E (21 plis de verre) .....	88
IV.3.3.5.3	Résultat de Lot F (18 plis de Perlon).....	90
IV.3.3.5.4	Résultat du Lot D.....	93
IV.3.3.5.5	Comparaison selon les types de composite.....	95
IV.3.3.6	Observation des faciès de rupture .....	96
IV.4	Conclusion.....	99
	Conclusion générale.....	100

# Listes des figures

<b>Figure I.1</b> Matériau composite .....	4
<b>Figure I.2</b> Différentes familles de matrices .....	7
<b>Figure I.3</b> Fabrication des fibres de verres .....	11
<b>Figure I.4</b> Formes de mats .....	14
<b>Figure I.5</b> : chaîne et trame d'un tissu .....	15
<b>Figure I.6</b> Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus .....	15
<b>Figure I.7</b> Tissages cylindrique et conique .....	16
<b>Figure I.8</b> (a) : Tissage 3D orthogonal, (b) : Tissage 4D .....	16
<b>Figure I.9</b> Stratifié constitué de couches parfaitement liées.....	17
<b>Figure I.10</b> Désignations du stratifié .....	18
<b>Figure I.11</b> a) composite sandwich à âme pleine, b) à nid d'abeille .....	19
<b>Figure I.12</b> Moulage au contact .....	21
<b>Figure I.13</b> Principe du moulage par projection simultanée .....	21
<b>Figure I.14</b> Moulage sous vide.....	22
<b>Figure I.15</b> Moulage en autoclave.....	23
<b>Figure I.16</b> Moulage par injection de la résine.....	24
<b>Figure I.17</b> Moulage par enroulement filamentaire circonférentiel .....	25
<b>Figure I.18</b> Choix de type d'élaboration .....	25
<b>Figure I.19</b> Pourcentage total en masse des matériaux composites utilisé dans les structure aéronautiques jusqu'à l'année 2015 .....	26
<b>Figure II.1</b> Représentation schématique du mouton pendule.....	33
<b>Figure II.2</b> Dispositif Charpy .....	33
<b>Figure II.3</b> Représentation schématique de l'éprouvette impactée .....	35
<b>Figure II.4</b> Evolution typique de l'effort durant l'essai d'impact .....	36
<b>Figure II.5</b> Dispositif d'essai par poids tomant.....	36
<b>Figure II.6</b> Courbe effort/déplacement durant l'essai d'impact.....	37
<b>Figure II.7</b> Dispositif de l'essai de la barre Hopkinson .....	38
<b>Figure II.8</b> Le lanceur MIKA.....	39
<b>Figure II.9</b> Illustration de l'effet de structure.....	40
<b>Figure II.10</b> Représentation schématique de l'endommagement d'un stratifié .....	40
<b>Figure II.11</b> Représentation schématique de l'endommagement par cisaillement .....	41
<b>Figure II.12</b> Photographie d'un CFRP ayant subi un impact balistique à une vitesse proche de sa $V_{50}$ .....	41
<b>Figure II.13</b> Evolution de l'énergie d'initiation des dommages pour des impacts à basses et hautes vitesses.....	42
<b>Figure II.14</b> Evolution de l'aire délaminée pour des impacts à basses et hautes vitesses .....	42
<b>Figure II.15</b> Influence de la variation de la masse du projectile .....	43
<b>Figure II.16</b> Géométrie d'impacteur .....	44

<b>Figure II.17</b> Micrographies de coupes de plaques impactées .....	44
<b>Figure II.18</b> Evolution de l'énergie d'impact normalisée par l'épaisseur en fonction de l'épaisseur du stratifié .....	45
<b>Figure II.19</b> Evolution de l'énergie d'initiation du dommage en fonction de la longueur de l'éprouvette pour des impacts bas et hauts vitesses .....	46
<b>Figure II.20</b> Influence de la résine renforcé de fibres de verre sur la pénétration .....	48
<b>Figure II.21</b> Relation entre l'énergie d'impact et l'énergie spécifique de rupture des fibres en tension .....	49
<b>Figure II.22</b> Surface endommagée après impact poids tombant sur composites à renforts unidirectionnels, tissés et tricotés .....	49
<b>Figure II.23</b> Evolution de l'aire délaminée dans un composite à renforts unidirectionnels en fonction de l'angle d'interface .....	50
<b>Figure II.24</b> Endommagement sur un stratifié soumis à des sollicitations thermiques .....	53
<b>Figure II.25</b> Eprouvettes Charpy avec différentes configurations d'essai A et B .....	53
<b>Figure II.26</b> L'énergie de rupture d'impact de Charpy ( $\text{KJ/m}^2$ ) pour les stratifiés avec différents empilements des séquences.....	54
<b>Figure II.27</b> Images MEB d'un échantillon unidirectionnel $[0]_{12}$ .....	54
<b>Figure II.28</b> Effet de la vitesse de déformation sur la contrainte en flexion des matériaux composites graphite/époxy et Boron/Aluminium .....	55
<b>Figure II.29</b> : Effet de la vitesse de déformation sur l'énergie d'absorption des matériaux composites graphite/epoxy et Boron/Aluminium .....	55
<b>Figure III.1</b> : Principe de l'essai par poids tombant .....	58
<b>Figure III.2</b> : Essai de traction longitudinale .....	59
<b>Figure III.3</b> : Essai de traction transversale .....	60
<b>Figure III.4</b> : essai de traction hors axes .....	60
<b>Figure III.5</b> : Essai de compression .....	62
<b>Figure III.6</b> : Dispositif d'essai et dimensions de flexion trois points.....	63
<b>Figure III.7</b> : Courbe de contrainte-déformation .....	63
<b>Figure III.8</b> : Essai de flexion a quatre points .....	64
<b>Figure III.9</b> : Configuration de flambement .....	65
<b>Figure III.10</b> Dispositif de Charpy.....	67
<b>Figure III.11</b> : Différents cas de sollicitations .....	68
<b>Figure III.12</b> : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement, matériaux stratifiés.....	69
<b>Figure III.13</b> : Rupture de fibre.....	70
<b>Figure III.14</b> : Rupture de la matrice .....	71
<b>Figure III.15</b> : Modes de fissuration de la matrice .....	71
<b>Figure III.16</b> : Décohésion fibre-matrice .....	72
<b>Figure IV.1</b> Renfort utilisé .....	73
<b>Figure IV.2</b> : Procédé d'injection au sac sous vide .....	74
<b>Figure IV.3</b> : Sens de découpage des éprouvettes .....	75
<b>Figure IV.4</b> : Géométrie des éprouvettes .....	76
<b>Figure IV.5</b> : Echantillon finis utilisés pour les essais .....	76

<b>Figure IV.6</b> : Machine et dispositif de flexion utilisé .....	77
<b>Figure IV.7</b> : Courbes contrainte/déformation du lot AL .....	78
<b>Figure IV.8</b> : Courbes contrainte/déformation du lot AT .....	79
<b>Figure IV.9</b> Eprouvettes rompues en flexion trois points .....	80
<b>Figure IV.10</b> Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture .....	80
<b>Figure IV.11</b> Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité.....	81
<b>Figure IV.12</b> : Duromètre utilisée .....	82
<b>Figure IV.13</b> : Empreinte Knoop .....	82
<b>Figure IV.14</b> : Eprouvette entaillé utilisée en choc.....	84
<b>Figure IV.15</b> : a) Mouton pendule, b) Emplacement de l'éprouvette, c) Différentes masses .....	85
<b>Figure IV.16</b> : Outils de guidage.....	85
<b>Figure IV.17</b> : Energie absorbée en fonction de l'énergie absorbée du lot A.....	87
<b>Figure IV.18</b> : Résilience en fonction de l'énergie d'impact du lot A.....	87
<b>Figure IV.19</b> : Faciès de rupture du lot A .....	87
<b>Figure IV.20</b> : Energie absorbée en fonction de la direction des renforts.....	89
<b>Figure IV.21</b> : Résilience en fonction de la direction des renforts .....	89
<b>Figure IV.22</b> : Energie absorbée en fonction de rayon au de l'entaille.....	89
<b>Figure IV.23</b> : Résilience en fonction de rayon au fond d'entaille.....	89
<b>Figure IV.24</b> : Faciès de rupture du lot E.....	90
<b>Figure IV.25</b> : Energie absorbée en fonction de la direction des renforts .....	91
<b>Figure IV.26</b> : Résilience en fonction de l'énergie d'impact.....	91
<b>Figure IV.27</b> : Effet du rayon au fond de l'entaille sur l'énergie absorbée .....	92
<b>Figure IV.28</b> : Effet du rayon au fond de l'entaille sur la résilience du lot .....	92
<b>Figure IV.29</b> : Faciès de rupture du lot FL .....	92
<b>Figure IV.30</b> : Faciès de rupture du lot FT .....	92
<b>Figure IV.31</b> : Energie absorbée en fonction de l'énergie d'impact.....	94
<b>Figure IV.32</b> : Résilience en fonction de l'énergie d'impact.....	94
<b>Figure IV.33</b> : Variation de l'énergie absorbée en fonction du rayon au fond de l'entaille.....	94
<b>Figure IV.34</b> : Variation de la résilience en fonction du rayon au fond de l'entaille .....	94
<b>Figure IV.35</b> : Faciès de rupture du lot D .....	95
<b>Figure IV.36</b> : Energie absorbée des différents lots pour R= 0,25 mm.....	96
<b>Figure IV.37</b> : Résilience des différents lots pour R= 0,25 mm.....	96
<b>Figure IV.38</b> : Microscope électronique à balayage .....	97
<b>Figure IV.39</b> : Observation au MEB de faciès de rupture des échantillons.....	98

# Liste des tableaux

<b>Tableau I.1</b> Caractéristiques des polyesters .....	8
<b>Tableau I.2</b> Caractéristiques des Epoxydes .....	8
<b>Tableau I.3</b> Caractéristiques de Polypropylène et de Polyamide.....	9
<b>Tableau I.4</b> Caractéristiques de bismaléimide et de polyimide .....	9
<b>Tableau I.5</b> Caractéristiques de verre.....	11
<b>Tableau I.6</b> Caractéristiques des types de fibres de carbones .....	12
<b>Tableau I.7</b> Caractéristiques des types de fibres d'aramides .....	12
<b>Tableau I.8</b> Caractéristiques des types de fibres naturels .....	13
<b>Tableau I.9</b> Caractéristiques des types de fibres céramiques.....	13
<b>Tableau 1.10</b> Procédés de mise en œuvre .....	20
<b>Tableau IV.1</b> Différents lots d'éprouvettes d'essais .....	74
<b>Tableau IV.2</b> Résultats de l'essai de flexion.....	78
<b>Tableau IV.3</b> Résultats de l'essai de dureté .....	83
<b>Tableau IV.4</b> Résilience et énergie de rupture du lot A.....	86
<b>Tableau IV.5</b> Résultats du lot EL.....	88
<b>Tableau IV.6</b> Résultats du lot ET.....	88
<b>Tableau IV.7</b> Résultats du lot FL.....	90
<b>Tableau IV.8</b> Résultats du lot FT .....	90
<b>Tableau IV.9</b> Résultats du lot DL .....	93
<b>Tableau IV.10</b> Résultats du lot DT .....	93

## Liste des symboles

$\emptyset$	Diamètre des renforts	[ $\mu\text{m}$ ]
R	Rayon au fond de l'entaille	[mm]
$\alpha$	Angle de chute	[ $^{\circ}$ ]
$\beta$	Angle de remontée	[ $^{\circ}$ ]
$E_p$	Energie potentielle	[J]
$E_p'$	Energie incidente	[J]
U	Energie absorbée	[J]
E	Energie d'impact	[J]
$a_K$	Résistance aux chocs	[KJ/m <sup>2</sup> ]
$\sigma_f$	Contrainte normale	[MPa]
fr	Flèche à la rupture	[mm]
Pr	Force maximale	[N]
$f_{\text{max}}$	Flèche maximale	[mm]
$\sigma_R$	Désigne la contrainte de rupture	[MPa]
$\sigma_e$	Limite élastique	[MPa]
$\sigma_{\text{tr max}}$	Contrainte maximale de traction	[MPa]
$\sigma_m$	Contrainte moyenne	[MPa]
$\sigma_{fr}$	Contrainte de rupture en flexion	[MPa]
E	Module d'élasticité	[MPa]
$E_L$	Module de traction longitudinal	[MPa]
L	Longueur de l'éprouvette	[mm]
b	Largeur de l'éprouvette	[mm]
h	Epaisseur de l'éprouvette	[mm]
$h_m$	Epaisseur moyenne	[mm]
$b_m$	Largeur moyenne	[mm]
$E_{fl}$	Module de flexion	[MPa]
Pc	Charge critique d'Euler	[N]
$\tau_m$	Contrainte en cisaillement	[MPa]
$\epsilon_{\text{max}}$	Déformation max	
$\epsilon_r$	Déformation à la rupture	
$\epsilon_m$	Déformation moyenne	
$\nu_{LT}$	Coefficient de poisson	
$\epsilon_{\text{max}}$	Déformation max	
PA66	Fibres de polyamide	
PEEK	Polyéther-éther-cétone	
PPS	Polyphénylsulfure	
PEI	Polyéther-imide	
CVI	Infiltration chimique en phase gazeuse	

# 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.

Plus particulièrement, les matériaux composites à matrice organique et à renfort fibres de verre ou carbone trouvent de plus en plus d'applications dans la réalisation de pièces structurales de dimensions diverses dans de nombreux secteurs industriels tels que l'aéronautique (où l'utilisation de ces matériaux s'est imposée et ne cesse de croître rapidement), la construction automobile (pour réduire la consommation d'énergie ; en raison du coût élevé de ces matériaux, un effort particulier est fait en direction d'une réduction des coûts de fabrication), le bâtiment, l'industrie chimique, pétrochimique... Ces secteurs se sont tournés vers cette alternative pour leurs applications pour plusieurs raisons. En effet le remplacement des matériaux métalliques par ces matériaux composites a été motivé par l'allégement des structures à propriétés mécaniques égales voire supérieures à celles des pièces métalliques, le coût global modéré (matière première, mise en œuvre...).

Ainsi, pour promouvoir une plus grande utilisation des matériaux composites, il est primordial de déterminer leurs comportements mécaniques et analyser les défauts dans ces matériaux. Pour cela, plusieurs méthodes de caractérisation de ces matériaux ont été mises au point. Elles permettent le choix optimal du type de composite et mettent en évidence les paramètres prépondérants dans le comportement du matériau.

Le présent travail est axé initialement sur l'élaboration d'un composite stratifié hybrides à matrice polyester et fibres de verre de type E et de polyamide 6.6 sous différentes architectures, ensuite l'étude de leur comportement aux sollicitations statiques et dynamiques par le biais des essais mécaniques. Des essais de caractérisations en flexion trois points sont menés sur des éprouvettes normalisées contenant des tissus sous forme de tricot, ainsi que des essais sur des éprouvettes avec un seul renfort, cela afin de déterminer l'apport de chaque renfort dans ce matériau. La détermination des énergies de rupture par l'essai de choc Charpy conduit à identifier la réponse du matériau aux chocs. A travers les résultats, nous pouvons avoir des éléments d'information pour choisir une stratification adéquate de nos matériaux en fonction des comportements et des mécanismes d'endommagements engendrés.

Ce mémoire est scindé en deux parties, une partie théorique constituée de trois chapitres, le premier consacré aux généralités sur les matériaux composites, dans le second concerne l'état de l'art sur le comportement au choc d'un matériau composite. A travers le troisième chapitre nous expliquons les essais mécaniques qui nous permettent de déterminer les propriétés mécaniques dans chaque type de composites. La deuxième partie est 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 appliqué la méthode de la mécanique linéaire de la rupture pour la détermination de la résistance aux chocs des matériaux composites étudiés, sous sollicitations dynamiques par des essais de choc Charpy. Les mécanismes de dégradations obtenus par les essais statiques sont analysés puis confrontés à ceux générés par les essais de choc. Nous terminons ce travail par une conclusion générale

## I.1 Introduction

Les matériaux composites ne sont pas un concept nouveau. Leur production se développe rapidement du fait des nombreux avantages qu'il offre par rapport aux matériaux conventionnels. Leur utilisation comme matériau de structure dans l'aéronautique, l'automobile, les constructions navales ou dans le bâtiment a nettement augmenté grâce à leurs excellentes propriétés spécifiques. Parmi ces avantages, on cite leur faible densité, leur haute résistance, haute rigidité et leur excellente durabilité. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils ont une bonne résistance à la corrosion et une bonne adaptabilité de leurs propriétés mécaniques aux sollicitations spécifiques qu'ils rencontrent au cours de leur utilisation.

## I.2 Définitions

Un matériau composite résulte d'un assemblage intime d'au moins de deux corps non miscibles (figI.1) à structure différentes dont les qualités individuelles se combinent et se complètent en donnant un matériau hétérogène et fortement anisotrope dont les performances globales sont améliorées [1].

## I.3 Caractéristiques générales

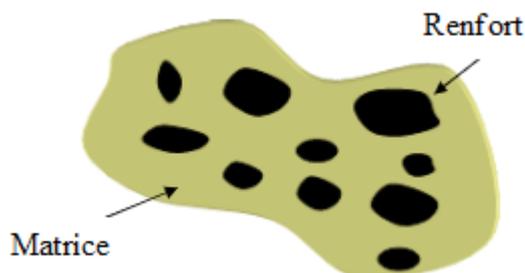
Un matériau composite consiste dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue. La phase continue est appelée la matrice. La phase discontinue est appelée le renfort ou matériau renforçant (figI.1). Une exception importante à la description précédente est le cas de polymères modifiés par des élastomères, pour lesquels une matrice polymère rigide est chargée avec des particules élastomères.

Pour ce type de matériau, les caractéristiques statiques du polymère (module de Young, contrainte à la rupture, etc.) ne sont pratiquement pas modifiées par l'adjonction de particules élastomères, alors que les caractéristiques au choc sont améliorées.

Les propriétés des matériaux composites résultent :

- des propriétés des matériaux constituants;
- de leur distribution géométrique;

- le procédé de mise en œuvre utilisé;
- de leurs interactions, etc.



**Figure I.1** Matériau composite.

#### **I.4. Types de matériaux composites**

Parmi les composites, on distingue deux types : les composites grandes diffusions (GD) et les composites hautes performances (HP).

##### **I.4.1 Composites grande diffusion (GD)**

Les composites à grandes diffusions représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques renforcés, le taux de renfort avoisinant 30%. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'existe pas ou n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyesters (95% des résines thermodurcissables) avec des fibres de verre (plus de 99% des renforts utilisés). Renforts et matrices sont à des coûts voisins [2].

##### **I.4.2 Composites haute performance (HP)**

Les composites hautes performances, principalement utilisés dans l'aéronautique sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux composites grandes diffusions [2].

#### **I.5 Classification des matériaux composites**

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants [1].

##### **I.5.1 Classification suivant la forme des constituants**

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes :

- Les matériaux composites à particules.
- Les matériaux composites à fibres.

### **I.5.1.1 Composites à fibres**

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres celle-ci peuvent être soit continues ou discontinues. L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur:

- la nature des constituants;
- la proportion des constituants;
- l'orientation des fibres.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques. En conséquence, le présent travail sera essentiellement consacré par la suite à l'étude de ce type de matériaux.

### **I.5.1.2 Composites à particules**

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

Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques. Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées.

Par exemple, des inclusions de plomb dans des alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage. Des particules de métaux fragiles tels le tungstène, le chrome et le molybdène, incorporé dans des métaux ductiles, augmenteront leurs propriétés à températures élevées, tout en conservant le caractère ductile à température ambiante.

Les cermets sont également des exemples de composites métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à températures élevées.

Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à hautes températures.

Également, des particules d'élastomère peuvent être incorporées dans des matrices polymères fragiles, de manière à améliorer leurs propriétés à la rupture et au choc, par diminution de la sensibilité à la fissuration.

### I.5.2 Classification suivant la nature des constituants

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

1. Composites à matrice organique (résine, charges), avec :

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

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

- ❖ des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC);
- ❖ des fibres métalliques : bore;
- ❖ des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

3. Composites à matrice minérale (céramique), avec :

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

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600 °C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique [1].

## I.6 Constituants d'un matériau composite

Il est constitué de deux constituants de base, la matrice et le renfort. Le renfort apporte au matériau composite ses performances mécaniques élevées, alors que la matrice a pour rôle de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures.

### I.6.1 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 [3].

On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables (TD) que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques (TP) renforcés de fibres courtes se développe fortement.

Les différentes familles de matrice sont présentées dans l'organigramme de la figure I.2:

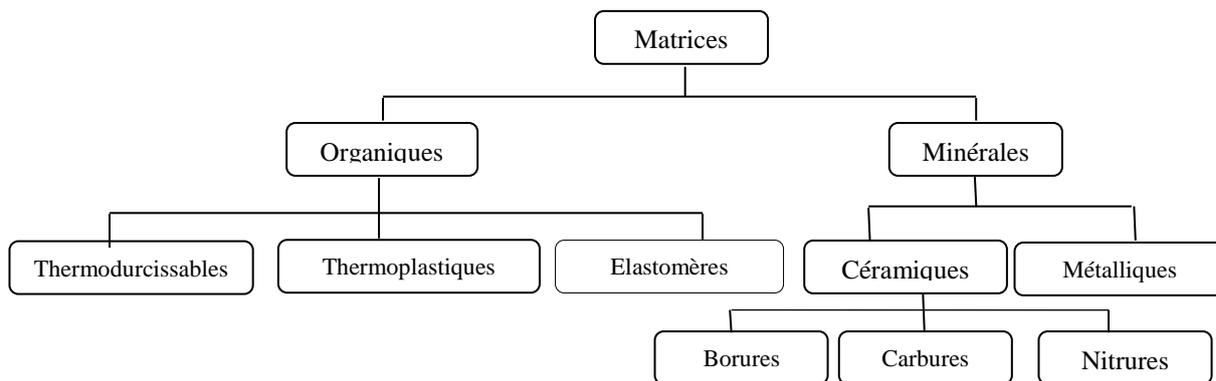


Figure I.2 : Différentes familles de matrices.

### I.6.1.1 Les résines thermodurcissables (TD)

Qui sont, en général, associées avec des fibres longues. Les polymères thermodurcissables ont la forme d'un réseau tridimensionnel ; au cours de la polymérisation, ce réseau se pont (double liaison de polymérisation) et durcit de façon définitive lors du chauffage selon la forme souhaitée. La transformation est irréversible, on distingue deux types de matrices thermodurcissables [3] :

#### I.6.1.1.a Les résines polyesters instaurées

Les résines polyesters instaurées (Tableau I.1) viennent de très loin en tête dans la mise en œuvre des matériaux composites. Leur développement est le résultat de son faible coût de production, de leur diversité offrant de multiples possibilités et aussi de son adaptation à des procédés de fabrication facile à mettre en œuvre et à automatiser, d'où un développement industriel sans cesse croissant [4].

Parmi les avantages des polyesters insaturés ; nous retiendrons une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé, la bonne stabilité dimensionnelle, une bonne

mouillabilité des fibres et des tissus, la facilité de mise en œuvre, une bonne tenue chimique, un faible coût de production, une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

Caractéristiques	Polyester
<b>Module de traction (GPa)</b>	2,8-3,5
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	0.05-0.08
<b>Température du verre (°c)</b>	60-100
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1,2

**Tableau I.1** : Caractéristiques des polyesters.

#### I.6.1.1.b Les résines époxydes

Les résines les plus utilisées après les résines de polyesters instaurées sont les résines époxydes. Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevée (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters). Les caractéristiques des Epoxydes sont données dans le tableau I.2.

Caractéristiques	Epoxy
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1,1-1,5
<b>Module de Young (GPa)</b>	3-5
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	0,1-0,15
<b>Température de verre (°C)</b>	290

**Tableau I.2** : Caractéristiques des Epoxydes [4].

#### I.6.1.2 Les résines thermoplastiques

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont solides et nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate et polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques.

L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication (injection, extrusion), elles présentent une bonne tenue à l'impact et leurs conservation est très aisées (tableau I.3).

Caractéristiques	Polypropylène	Polyamide
<b>Module de traction (GPa)</b>	1,1-1,4	1,2-2,5
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	0,02-0,035	0,06-0,08
<b>Température de verre (°C)</b>	50-60	65-100
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	0,9	1,4

**Tableau I.3** : Caractéristiques de Polypropylène et de Polyamide.

### I.6.1.3 Les résines thermostables

Les résines thermostables se distinguent des autres résines, précédemment considérées, essentiellement par leurs performances thermiques qui conservent leurs propriétés mécaniques pour des températures plus élevées (tableau I.4).

Un renforcement à l'aide de fibres courtes leur confère une tenue thermique et mécanique améliorée et une bonne stabilité dimensionnelle. Parmi les résines thermostables, les résines bismaléimides et polyimides sont les plus utilisées.

Caractéristiques	Bismaléimide	polyimide
<b>Module de traction (GPa)</b>	1,1-1,4	1,2-2,5
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	0,02-0,035	0,06-0,08
<b>Température de verre (°C)</b>	50-60	65-100
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	0,9	1,4

**Tableau I.4** : Caractéristiques de bismaléimide et de polyimide.

### I.6.1.4 Les matrices métalliques

La température maximale d'utilisation des polymères étant peu élevée, et le carbone risquant de s'oxyder à plus de 500°C, il faut parfois envisager d'utiliser des matrices dont l'inertie chimique est meilleure à plus haute température. Puisque certains métaux ou alliages métalliques peuvent éventuellement satisfaire à cette exigence, on a donc recours à ces matrices dans des conditions pareilles [5].

Elles présentent comme avantages :

- des propriétés mécaniques supérieures;
- tenue en température élevée;
- résistance à l'attaque de certains solvants.

### I.6.1.5 Les matrices céramiques

Grâce à leurs propriétés intrinsèques (réfractaire, rigidité, résistance et bonne stabilité chimique), les céramiques sont potentiellement des matériaux capables de bien jouer le rôle de matrice dans des matériaux composites ; dans ce cas, les fibres de renfort ont principalement pour but d'améliorer la ténacité de telles matrices, ainsi que leur résistance aux chocs thermiques [5].

Les techniques d'incorporation des fibres de renfort aux céramiques doivent tenir compte des procédés de fabrication spécifiques à celles-ci (en particulier, le frittage). On extrude la matrice (sous forme de poudres), qui contient un liant, et les fibres alignées dans une filière. Le liant durcit, ce qui permet d'assurer une cohésion suffisante de la matrice, ainsi que sa manipulation. On fritte ensuite cette matrice à haute température.

### I.6.2 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%). Ils sont destinés à améliorer ou assurer la tenue mécanique (rigidité, résistance à la rupture, à la traction) telle que cette dernière est proportionnelle au rapport longueur /diamètre ( $l/d$ ). Les principaux matériaux de renfort sont les suivantes:

#### I.6.2.1 Fibre de verre

La fibre de verre a été inventée en 1836 par Ignace Dubus-Bonnel, ce type de fibre est très répandu dans des applications à basse performance. La fibre de verre est intéressante à plus d'un titre, elle permet des réductions de poids en améliorant les performances, pour un prix compétitif ainsi que des applications haute performance telles que les réservoirs de propulseurs de fusée. Le verre appartient au groupe des matériaux inorganiques non métalliques, il n'a donc pas une structure macromoléculaire linéaire comme la plupart des autres fibres mais plutôt une structure cristalline qui lui donne une grande rigidité. Cependant, à cause de leur rigidité relativement faible, les fibres de verre sont progressivement remplacées par les fibres aramides ou les fibres de carbone dans les applications haute performance. Les types de fibres de verres et leurs caractéristiques sont donnés dans le tableau I.5 :

Caractéristiques	Verre-A	Verre-E	Verre-S	Quartz
Diamètre des fibres (um)	5-13	10-20	10	9
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	2,5	2,58	2,59	2,15
Module de Young (GPa)	69	72	86	69
Résistance à la traction (GPa)	3,1	3,4	4,6	3,4
Coeff de dilatation thermique (10 <sup>-6</sup> /°C)	8,6	5	2,9	0,5

Tableau I.5 : Caractéristiques de verre.

### ✓ Procédés de fabrication des fibres de verre

Les fibres de verre peuvent être fabriquées suivant des procédés de fabrication dits de fusion directe (fibrage du verre fondu en continu dans un four) ou de fusion indirecte (fibrage d'un verre par refusion de calcins de verre sous forme de berlingots ou de billes). Nous nous limitons à décrire le procédé le plus courant car permettant d'optimiser les tirées (quantité de verre fibré par jour) et les rendements de production, c'est-à-dire le procédé de fusion directe (figure I.3). On distingue plusieurs étapes :

- la préparation du batch (mélange des oxydes);
- la fusion du batch pour obtenir le verre fondu à 1500 °C;
- le fibrage et l'ensimage du verre 1 à 2 mm (1250 °C);
- le bobinage de la fibre;
- le finissage.

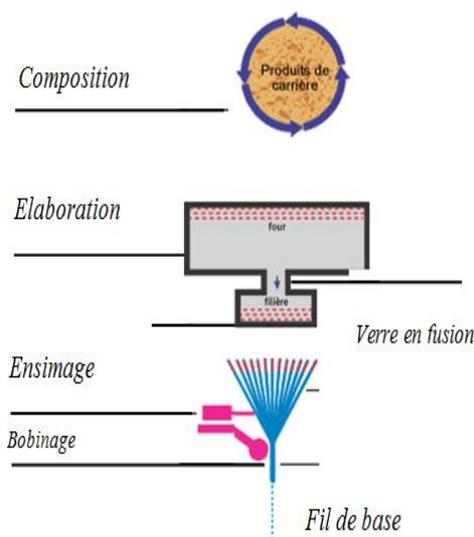


Figure I.3 : Fabrication des fibres de verres.

### I.6.2.2 Fibres de carbone

Actuellement, les fibres de carbone sont le plus répandues pour les matériaux composites hauts performances. Deux avantages principaux de ces fibres sont leur fabrication plus adaptée à la production à grande échelle que d'autres fibres hautes performances et leurs excellentes propriétés mécaniques plus facilement transférables aux matériaux composites. Leur prix reste toutefois prohibitif pour les produits grand public. Le tableau I.6 illustre les caractéristiques des fibres de carbone [4] :

	Standard M	IM	HM
<b>Diamètre des fibres (um)</b>	6-8	5-6	6-8
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1,8	1,8	1,9
<b>Module de Young (GPa)</b>	220-240	275-300	350-450
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	3,5-5	4-6	4-5,5
<b>Coeff de dilatation thermique (10<sup>-6</sup>/°C)</b>	-0,4	-0,6	-0,75

**Tableau I.6** : Caractéristiques des types de fibres de carbonées.

### I.6.2.3 Fibres aramides

Ces fibres appartiennent à la famille des fibres polyamides aromatiques. Elles possèdent une résistance élevée et une rigidité considérablement supérieure à celle des fibres de verre. La tolérance aux dommages est très bonne également. Leurs désavantages incluent une résistance en compression inférieure à celle des fibres de carbone et une adhésion relativement faible aux matrices. Les propriétés des fibres d'aramides est données par le tableau I.7.

<b>Caractéristiques</b>	Kevlar 29	Kevlar 49	Kevlar 149
<b>Diamètre des fibres (um)</b>	12	12	12
<b>Densité (g/cm<sup>3</sup>)</b>	1,44	1,44	1,44
<b>Module de Young (GPa)</b>	82	130	186
<b>Résistance à la traction (GPa)</b>	3,7	3,8	3,5
<b>Coeff de dilatation thermique (10<sup>-6</sup>/°C)</b>	-2	-2	-2

**Tableau I.7** : Caractéristiques des types de fibres d'aramides.

### I.6.2.4 Fibres naturelles

Comme le chanvre et le lin. Ces fibres ont de bonnes propriétés mécaniques (module de Young peut atteindre celui du verre) pour un prix modeste, et sont particulièrement écologiques puisque ce sont des produits naturels. Mais ces fibres, présentent plusieurs verrous techniques : ne sont pas fabriquées par un processus industriel, la quantité et la qualité des fibres produites dépendent de l'environnement, les fibres naturelles sont difficilement calibrés et plus difficilement manipulables.

Les caractéristiques de fibres naturelles sont données par le tableau I.8 :

Propriétés	Lin	Chanvre	Coton
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	2,55	1,48	1,51
Module de Young (GPa)	73	70	12
Résistance à la traction (GPa)	2400	500-900	400
Allongement à la rupture (%)	3	1,6	3-10

**Tableau I.8** : Caractéristiques des types de fibres naturels

### I.6.2.5 Fibres céramiques

Comme le Carbure de Silicium (SiC) et le Bore (B). Ces fibres sont résistantes à la température. Cependant, elles sont très fragiles, le cout de fabrication est très élevé, et plus difficilement manipulables. Comme toutes les fibres, elles présentent des risques de santé au travail, des risques toxicologiques pour la population.

Les caractéristiques de fibres céramiques sont données par le tableau I.9 :

Caractéristiques	Bore (B)	SiC	SicTi
Diamètre des fibres (µm)	100-150	100-150	100-150
Densité (g/cm <sup>3</sup> )	2,6	2,55	2,4
Module de Young (GPa)	430	180	200
Résistance à la traction (GPa)	3,8	2	3

**Tableau I.9** : Caractéristiques des types de fibres céramiques.

### I.6.2.7 Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée. Il existe différentes géométries et textures de renforts [1]:

#### a) Forme linéique

A cause de leur faible diamètre ( $\varnothing=10\mu\text{m}$ ) elles sont assemblées pour être utilisées sous forme différentes :

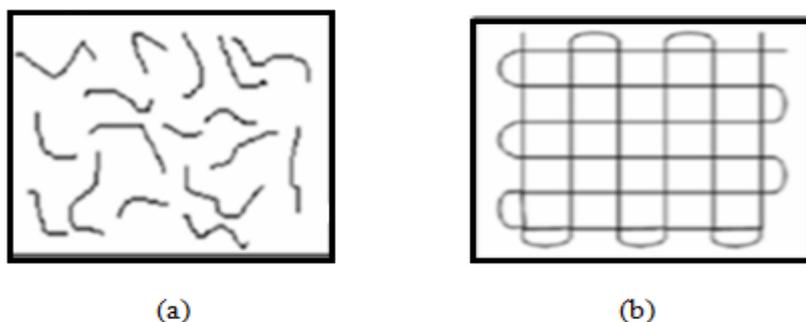
- Fils coupés (15 à 50) mm de longueur;
- Fils courtes (1 à 2) mm de longueur;
- Mèches : ensembles des fibres discontinues;
- Stratifils : assemblage des fils de base sous torsion.

#### b) Forme surfacique

Les fils peuvent être utilisés pour réaliser les formes surfaciques suivantes :

- **Les mats**

Les mats sont des nappes de fils continus ou discontinus (figure I.4), disposés dans un plan sans aucune orientation préférentielle. Ils sont maintenus ensemble par un liant soluble ou non dans les résines, suivant la mise en œuvre. L'absence d'orientation préférentielle des fibres conduit à une isotropie des propriétés mécaniques du mat dans son plan.



**Figure I.4** : Formes de mats : (a) mat à fibres courtes, (b) mat à fibres continues.

• Les tissus et rubans

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc., réalisé sur un métier à tisser. Il est constitué (Figure I.5) :

- D'une chaîne, ensemble de fils parallèles repartis dans un plan suivant la longueur du tissu;
- D'une trame, ensemble de fils s'entrecroisant avec les fils de chaîne.

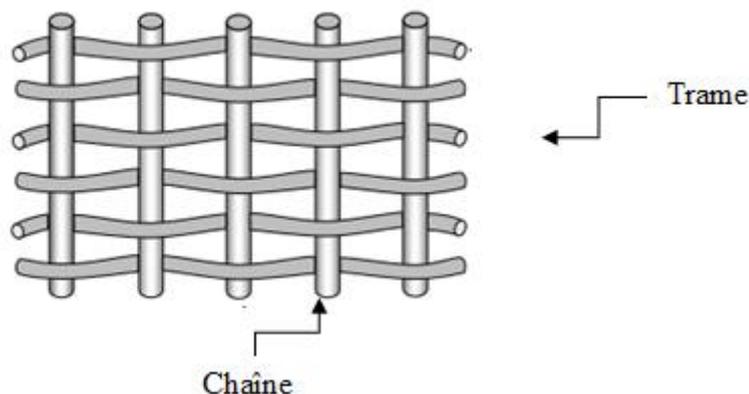


Figure I.5 : chaîne et trame d'un tissu.

Selon le schéma d'entrecroisement des fils de chaîne et les fils de trame, que l'on nomme l'armure du tissu, on distingue plusieurs types de tissage (figure I.6) : armure toile ou taffetas, armure satin, armure serge.

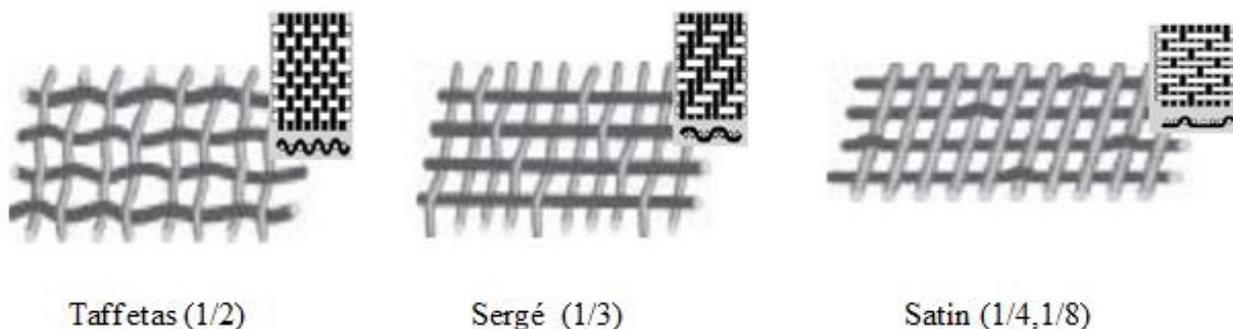


Figure I.6 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus.

## c) La forme multidirectionnelle

## • Tresses et préformes

C'est un tissage cylindrique ou conique avec des entrecroisements réguliers des fils qui a la particularité d'être modulable en diamètre (figure I.7), les fils s'entrecroisent en hélice.

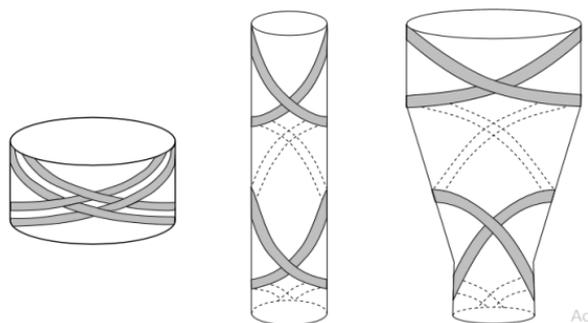
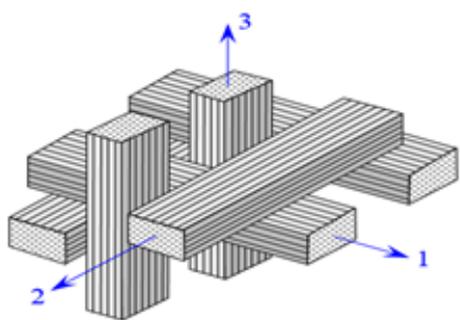


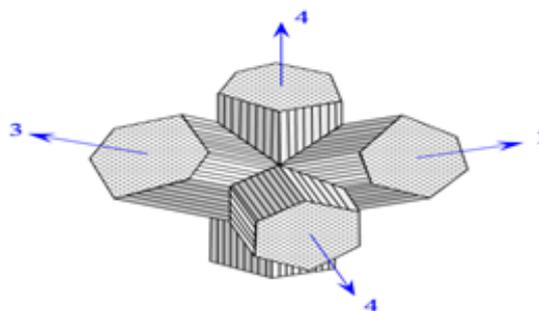
Figure I.7 : Tissages cylindrique et conique.

## • Tissus multidirectionnels

Les tissages volumiques sont également utilisés, et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. La structure la plus simple est celle du tissage 3D, où les fils sont disposés suivant 3 directions orthogonales (Figure I.8.a). Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4 directions (Figure I.8.b). L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes.



(a) : Tissage 3D orthogonal



(b) : Tissage 4D

Figure I.8 : (a) : Tissage 3D orthogonal, (b) : Tissage 4D

### I.6.3 Charges et adjuvants

#### I.6.3.1 Les charges

Les composites peuvent être renforcé par un autre matériau se présentant sous forme de fines particules, ce sont les charges. Elles ont pour but de modifier les caractéristiques du produit : dureté superficielle, résistance à la contrainte en flexion ou en choc ou encore diminution du pouvoir calorifique, amélioration du comportement au feu et souvent baisse de prix de revient. D'autres adjuvants primordiaux sont, dans le cas des matrices.

#### I.6.3.2 Les adjuvants

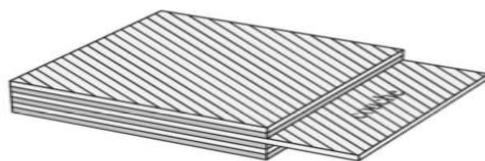
Un des additifs de grande importance est l'agent d'interface qui assure la cohésion et l'adhérence entre les différents constituants. Cet agent est en générale déposé sur les fibres de renfort (ensimage du verre) ou sur les charges (carbonate de calcium enrobé).

D'autres adjuvants primordiaux sont, dans le cas des matrices Thermodurcissables, les catalyseurs et accélérateurs de durcissement.

Dans cette gamme, on trouve également des lubrifiants et démolant internes facilitant la mise en œuvre, des stabilisateurs thermiques et des anti-oxygène, des inhibiteurs de l'action des rayonnements ultraviolets, des dérivés halogénés améliorant le comportement au feu et enfin des pigments et colorants.

### I.7 Les stratifiés

Les structures composites stratifiées sont constituées de couches successives de renforts imprégnés de résines (Figure I.9). Les couches sont également nommées plis. Les structures stratifiées réalisées à partir de matériaux composites sont constituées d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bidirectionnelles. Ces nappes sont formées de renforts en fibres longues liées par de la résine. Dans le cas où les fibres sont de nature déférente on parle d'un stratifié hybride. [3]



**Figure I.9:** Stratifié constitué de couches parfaitement liées

**I.7.1 Désignation des stratifiés**

La désignation des structures stratifiées est délicate car il faut préciser les axes de référence. Un stratifié est codifié de la façon suivante :

- Chaque couche est désignée par un nombre indiquant la valeur en degré de l'angle que fait la direction des fibres avec l'axe de référence x. Sur les figures 1.10(a) et 1.10(b), les couches sont représentées décalées les unes par rapport aux autres. La structure stratifiée est décrite de bas en haut :



(a) [-45/45/-45/45/-45/45]

(b) [0/45/45/90/-45/-45/0]

**Figure I.10:** Désignations du stratifié

- Les couches sont nommées successivement entre crochet en allant de la face inférieure à la face supérieure. Les couches successives sont séparées par le symbole « / » comme l'exemple de la figure 1.10(a) : [-45/45/ - 45/ - 45/45/ - 45]

- Les couches successives d'un même matériau et de même orientation sont désignées par un indice numérique, comme sur la figure 1.10(b) : [0/45<sub>2</sub>/90/ - 45<sub>2</sub>/0]

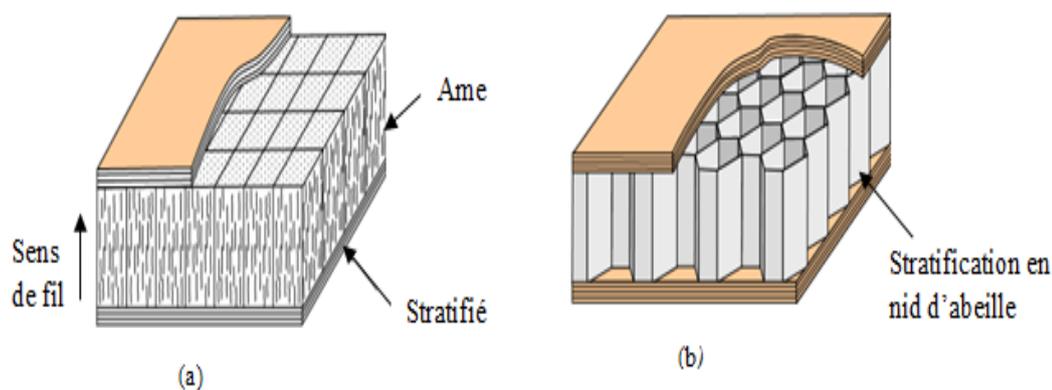
- En cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole s indique la symétrie : [-45/45/-45/-45/45/-45] devient [-45/45/-45]<sub>s</sub> et [0/45/45/90 /-45/-45/0] devient

[0/45<sub>2</sub>/90/-45<sub>2</sub>/0].

- En cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un indice la nature de la couche [0<sub>v</sub> /-45<sub>c</sub> /90<sub>c</sub>]<sub>s</sub>

### I.7.2 Les composites sandwichs

Elles sont obtenues à partir de deux peaux, réalisées dans un matériau ayant de très bonnes caractéristiques mécaniques, collées sur une âme constituée d'un matériau très léger et ayant de faibles caractéristiques mécaniques [6]. L'avantage de telles structures est de donner une rigidité en flexion plus importante en comparaison aux matériaux composites stratifiés. Dans certains cas, l'âme est utilisée pour permettre une isolation thermique, une barrière feu. Les composites sandwichs les plus couramment utilisés sont : les sandwichs âme pleine (figure I.11.a), les sandwichs à nid d'abeille (figure I.11.b).



**Figure I.11 :** a) composite sandwich à âme pleine, b) à nid d'abeille

### I.8 Les technologies de mise en œuvre

Il existe de multiples procédés pour la fabrication des composites, ces techniques de fabrication jouent un rôle important dans les composites car chacune des opérations influe de manière irréversible sur le résultat final. L'élaboration d'un matériau composite consiste en trois opérations indispensables, l'imprégnation du renfort par le système résineux en premier lieu, ensuite la mise en forme à la géométrie de la pièce, enfin le durcissement du système soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables, soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Le moulage reste le procédé le plus utilisé dans l'élaboration de matériaux composites, mais Il existe d'autres procédés aussi importants. Les procédés de fabrications par moulage sont classés dans le tableau I.10.

Les procédés de mise en œuvre	Les techniques utilisées
Procédés à moule ouvert	-Moulage au contact -Moulage par projection simultanée
Procédés à moule fermé	-Moulage sous vide - Moulage en autoclave - Moulage par injection basse pression de résine-RTM -Moulage à la presse à froid « voie humide » basse pression
Procédés en grande vitesse	-Moulage par injection de compound –BMC -Moulage par compression de mat preimprégné–SMC -Moulage par enroulement filamentaire -Moulage par centrifugation -Moulage par pultrusion -Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres broyées (R.R.I.M.) -Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres longues (S.R.I.M.)

Tableau 1.10 : Procédés de mise en œuvre.

### I.8.1 Moulage au contact

C'est la plus ancienne méthode de mise en œuvre des composites. Ce procédé permet la réalisation de pièces de formes et de dimensions quelconques pour de petites séries. Le moule, enduit d'un agent de démoulage, reçoit la couche de surface (gel-coat), puis le renfort sous formes de couches successives de mat ou de tissu que l'on imprègne de résine, généralement manuel, jusqu'à obtention de l'épaisseur souhaitée. La polymérisation peut se faire à température ambiante ou être accélérée par chauffage. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée (Figure I.12).

Si l'opération est relativement facile à mettre en œuvre et peu coûteuse en matériel, elle exige une main-d'œuvre qualifiée. On peut utiliser ce procédé pour réaliser des pièces de grandes dimensions généralement en fibre de verre et résine polyester ayant une seule face lisse.

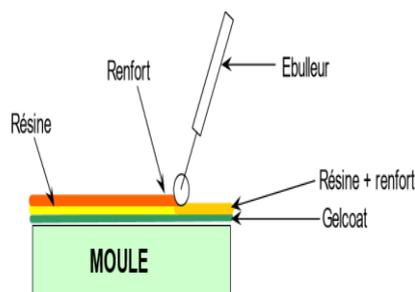


Figure I.12 : Moulage au contact

➤ **Matières premières utilisées**

- Renforts : mats, tissus de fibre de verre, de carbone ou d'aramide (taux de renfort volumique allant jusqu'à 35 % dans le cas du verre);
- Résines : polyesters, époxy, phénoliques, vinylesters - Divers : catalyseur, accélérateur, charges, pigments, agent de démoulage, acétone.

### I.8.2 Moulage par projections simultanées

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifil et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé. La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé (Figure I.13), utilisée pour la production de pièces de moyennes à grandes dimensions [1].

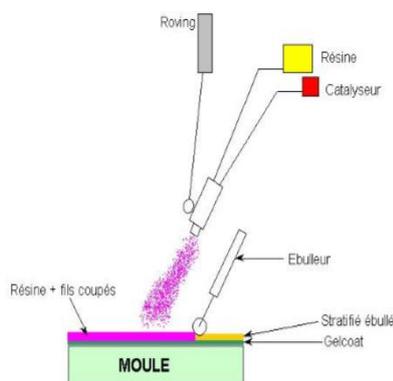


Figure I.13 : Principe du moulage par projection simultanée.

### ➤ Matières premières utilisées

- Renfort : fibre de verre sous forme de « roving » assemblés, taux de renfort de 25 à 35 % en volume;
- Résines : principalement polyesters mais aussi phénoliques ou hybrides - Divers : catalyseurs, accélérateur, pigments, charges, agent de démoulage, solvant.

### I.8.3 Moulage sous vide

Ce procédé est encore appelé moulage en dépression ou moulage au sac sous vide (Figure I.14). Comme le moulage au contact, on utilise un moule ouvert sur lequel on dispose les couches de renfort imprégné, ainsi éventuellement que les âmes de remplissage lorsqu'il s'agit de matériaux sandwichs.

Une feuille de plastique vient couvrir le tout hermétiquement (pose d'un joint d'étanchéité sur le périmètre de la pièce). On fait le vide sous la feuille plastique. Il y a alors compactage par tissu de pompage. L'ensemble est ensuite soumis à polymérisation : en étuve ; en autoclave, avec suppression (7 bars dans le cas du carbone/époxyde pour obtenir une meilleure résistance mécanique. Elle est utilisée pour la production en petites séries de pièces nécessitant deux faces lisses et, amélioration des conditions de travail et d'hygiène (réduction des émanations de styrène).

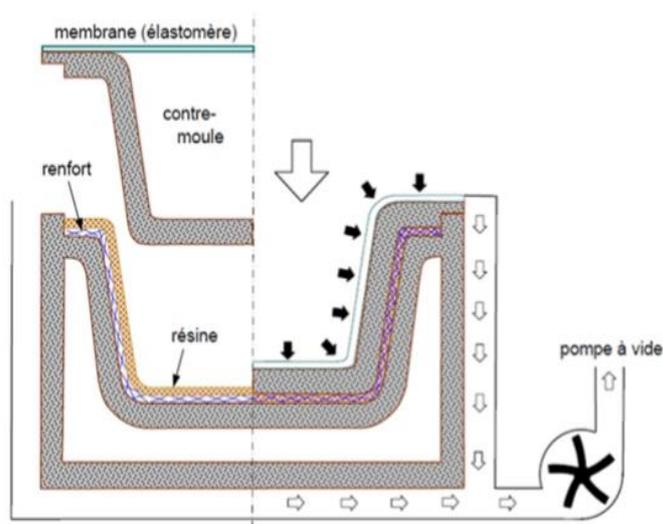


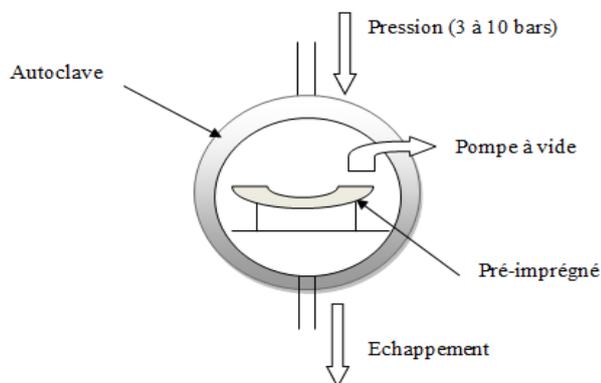
Figure I.14 : Moulage sous vide

➤ **Matériels premières utilisées**

- Renforts : mats fils coupés ou fils continus, préformes, tissus;
- Résines : polyester, vinylester, phénolique, époxy;
- Divers : catalyseur, accélérateur, pigments, charges, agent de démoulage, solvant.

#### I.8.4 Moulage en autoclave

Le principe consiste à compacter renfort et résine sur un moule rigide par l'intermédiaire d'une membrane déformable formant avec l'outillage un sac étanche. Une pression de quelques MPa est appliquée sur la membrane par l'intermédiaire d'un fluide (air, azote, eau, vapeur d'eau) qui apporte en même temps la chaleur nécessaire à la polymérisation de la résine. Le moule est placé dans une enceinte fermée soumise à une pression interne qui correspond à la pression exercée sur la membrane. Cette pression est de l'ordre de 3 à 7 bars (0.3 à 0.7Mpa) [7]. Dans le cas des produits à hautes caractéristiques mécaniques, un vide est appliqué entre la membrane et le moule pour éliminer toutes traces de produits volatils qui pourraient former des microbulles et donc provoquer des défauts de structures (Figure I.15).



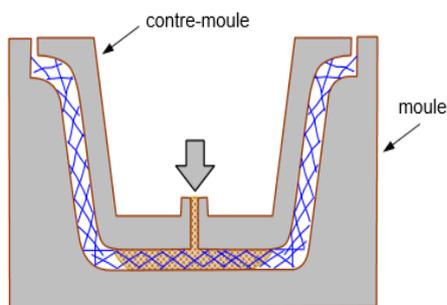
**Figure I.15** : Moulage en autoclave

#### I.8.5 Moulage par injection de résine RTM (Résine Transfert Molding)

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Molding) 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 [1].

Ce procédé est utilisé pour la fabrication des pièces en moyennes séries demandant une reproductibilité d'épaisseur (figure I.16).



**Figure I.16 :** Moulage par injection de la résine.

#### ➤ Matériels premières utilisées

- Renforts : mats de fils coupés ou continu, préformes, voiles de surface ou/et tissus de verre, carbone, aramide. Taux de renfort : 20 - 60 %;
- Résines : polyesters, phénoliques (résols), époxydes, vinylesters;
- Divers : catalyseurs, accélérateur, pigments, charges, agents démoulant, solvant de rinçage.

#### I.8.6 Moulage par enroulement filamentaire

L'enroulement filamentaire est un procédé de mise en œuvre par moulage de matériaux composites sous forme de pièces de révolution creuses (cylindre, cône, etc.). Ce procédé est adapté aux productions massives et est utilisé principalement pour fabriquer des pièces soumises à une forte pression interne. 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.17). 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.

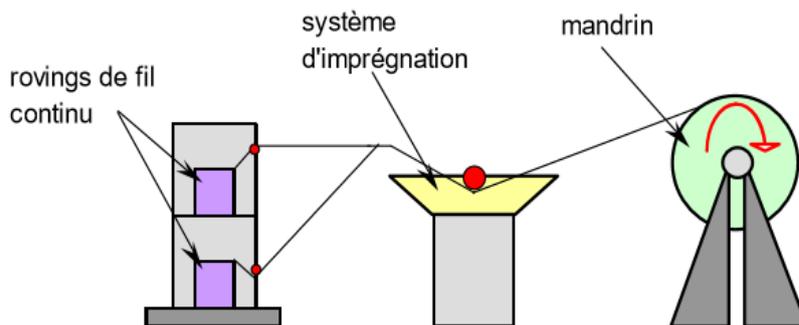


Figure I.17 : Moulage par enroulement filamentaire circonférentiel.

➤ **Matières premières utilisées**

- Renforts : rovings spécifiques à l’enroulement (éventuellement préimprégnés), roving coupé, mats de fils coupés, tissus uni/bidirectionnels, mats de surface;
- Résines : polyester, époxy, vinylester, phénoliques;
- Divers : catalyseurs, accélérateurs.

**I.8.7 Choix du moyen de production**

Le choix même du moyen de production est uniquement question du type de composants (matrice thermoplastique/thermodurcissable ou fibres coupées/continues) et du type d’utilisation (Figure I.18). En guise d’exemple, le moyen le plus utilisé dans la construction de par son aspect pratique est la pré-imprégnation des couches de fibres avec la matrice, lesquelles sont disposées selon les contraintes physiques et mécaniques dans un moule qui est alors introduit dans un autoclave [8], appliquant une chaleur et une pression.

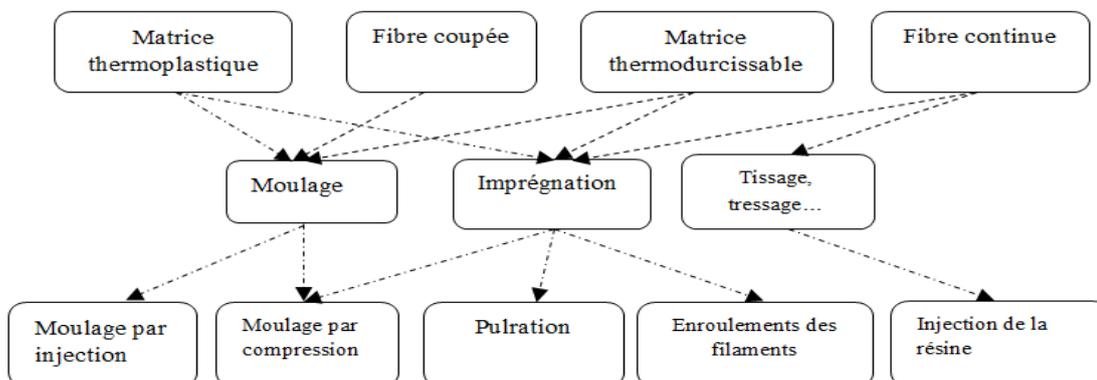


Figure I.18 : Choix de type d’élaboration.

I.9 Domaines d'utilisation des matériaux composites

1.9.1 Utilisation de composites dans l'aéronautique

Les matériaux composites sont présents dans l'industrie aéronautique depuis une cinquantaine d'années, orant une alternative aux matériaux métalliques. La principale motivation pour l'utilisation des matériaux composites en aéronautique est le gain de masse tout en conservant de bonnes caractéristiques mécaniques. Ainsi, les matériaux composites à fibre de verre ou de carbone et résine organique ont été introduits par tous les constructeurs d'avions au fur et à mesure du lancement de développement d'avions existants.

Ce type de composite a aussi été largement employé pour la fabrication des bielles de support planché sur l'Airbus A310 dans les années 1970. La figure I.19 présente l'évolution du pourcentage d'utilisation des composites en masse dans les structures aéronautiques durant les dernières années.

A la fin des années 1980, seulement 10 à 15% du poids de la structure des avions était faite en matériaux composites. En 2005, Airbus a sorti son A380 avec 25% du poids de la structure en composite. En 2011, Boeing sortait le B787 avec 50% du poids de l'avion fait en composites. Enfin, l'A350 XWB d'Airbus comporte 53% du poids de la structure de l'avion en composites [6].

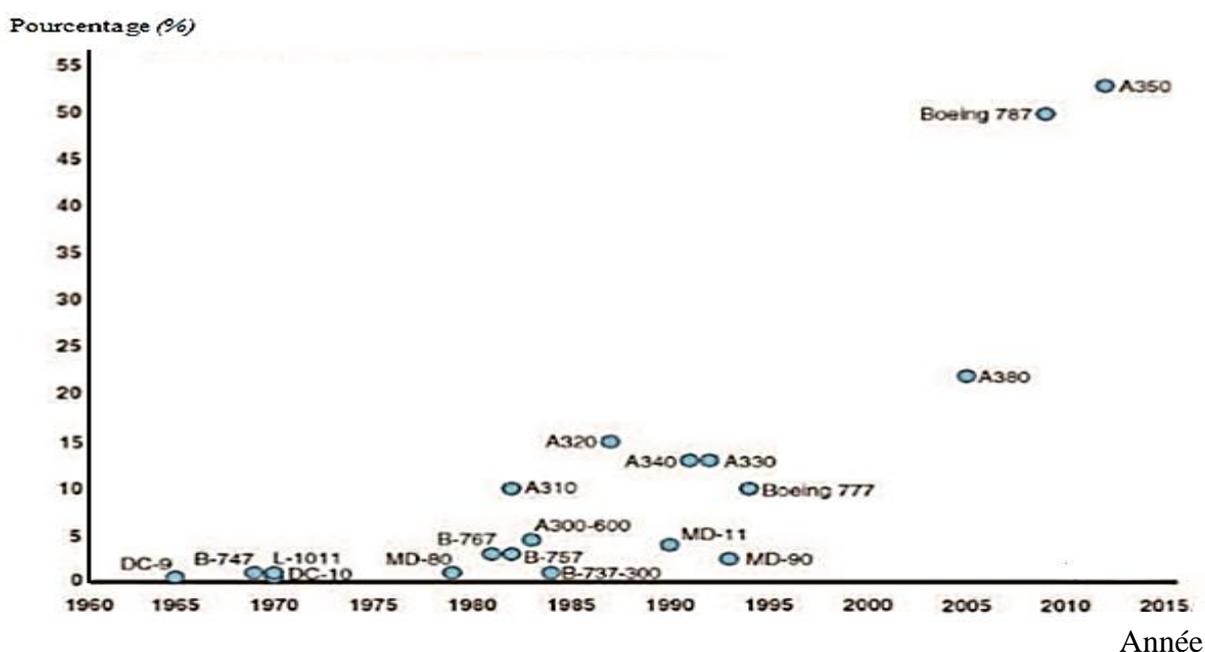


Figure I.19 : Pourcentage total en masse des matériaux composites utilisé dans les structure aéronautiques jusqu'à l'année 2015.

### I.9.2. Les composites et l'automobile

L'utilisation des composites dans le secteur automobile remonte à des origines relativement anciennes (fin des années 1980), mais ne s'est généralisé que très récemment, comme le montrent les décisions récentes de grands constructeurs étrangers (Volvo, Mercedes) de développer des coffres et hayons. Les composites à matrice thermoplastique sont, par contre, de plus en plus fréquents. Les entreprises françaises de transformations de composites, notamment les deux leaders du marché de l'équipement automobile - Inoplast et Matra Automobile - devront profiter du rattrapage probable de l'Europe sur les Etats-Unis dans l'utilisation des composites dans l'automobile (estimée globalement à 113 kg par voiture aux Etats Unis contre 30 kg en Europe [9]).

### I.9.3. Les composites dans le ferroviaire

Le secteur ferroviaire utilise principalement des composites à matrice thermodurcissable et fibres longues, mais il apparaît peu dynamique. 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 :

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

### I.9.4 Les composites et la construction nautique

Aujourd'hui, la plupart des éléments de bateaux (coque, pont) sont réalisées par stratification manuelle de résine polyester renforcée de fibres de verre. L'implantation de nouvelles technologies de mise en œuvre (RTM, infusion, pré imprégné, etc.) dans quelques chantiers navals montre que, dans certains cas, l'évolution du mode de fabrication des bateaux peut être rentable pour l'entreprise, tout en apportant une qualité de réalisation supérieure et une amélioration conséquente des conditions de travail.

Dans la construction nautique de plaisance, les composites sont indispensables pour les embarcations de taille inférieure à 40 mètres. Le moulage au contact représente encore 85% des composites utilisés dans ce secteur.

Les problèmes d'environnement sont susceptibles de menacer à terme l'industrie nautique des matériaux composites ; en effet, les nouvelles réglementations européennes limitant les émissions de COV (styrène) pourraient constituer une menace pour cette industrie si elle ne s'adapte pas [10].

### **I.9.5 Les composites dans le secteur médical**

Les applications des composites aux secteurs médical et de la sécurité sont très récentes et concernent plutôt les composites hautes performances, à matrice époxy et fibres de carbone, ou à matrice thermoplastique et fibres longues de verre ou de carbone d'autre part.

L'utilisation des composites permet d'augmenter la fiabilité et la précision des instruments grâce à une meilleure résistance aux chocs, une grande rigidité et une bonne résistance à la corrosion (prothèses, brancards).

### **I.9.6 Les composites dans les équipements de sports et loisirs**

Les sports et loisirs utilisent des composites HP avec un taux de renforts de plus de 70%. Les composites permettent d'augmenter sur mesure les performances, la fiabilité des articles de sports. Ils permettent aussi d'accroître la longévité des articles de sport, sans réparation, pendant leurs durées de vie.

Les constructeurs de matériels de sport et loisirs ont depuis longtemps adopté les composites, développés notamment par Shappe Technique et Ems Chimie (Suisse), ces nouveaux matériaux leur ont permis de faire preuve d'une grande créativité, tout en présentant des propriétés mécaniques intéressantes qui ont, dans une large mesure, été à l'origine du développement récent des sports de glisse modernes. Le leader mondial de la plaisance, le français Beneteau-Jeanneau, a su résoudre le problème de l'osmose, qui dégradait les premières coques composites à matrice organique, en améliorant encore ces matériaux. L'environnement présente également un fort potentiel de débouchés pour les composites à matrices organiques [9]. La résistance mécanique et élastique des composites TP reste encore trop faible comparée à celle des alliages légers, en particulier pour les composites à matrice en polypropylène et en polyamide.

Ce domaine est pratiquement le seul où l'on emploie des composites de hautes performances (HP) pour des articles de très grande consommation (cannes à pêche, raquettes, skis...) ce qui représente de l'ordre de 20 % de leurs utilisations.

### I.9.7 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 longues durées de vie. Les caractéristiques propres aux matériaux composites permettent de répondre à des besoins liés à la sécurité [10], 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) ;
- Résistance au feu (boîtiers de disjoncteurs) ;
- La résistance aux températures élevées des composites à matrice polyesters (radiateurs d'intérieur surmoulés sur insert métallique).

### I.10 Avantages et inconvénients des matériaux composites

#### I.10.1 Avantages des matériaux composites

- Gain de masse;
- Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques);
- Grande résistance à la fatigue - Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone);
- Insensibles aux produits chimiques "mécaniques " comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole.

#### I.10.2 Inconvénients des matériaux composites

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température;
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes;
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques;
- Meilleure tenue au feu que les alliages légers mais émission de fumées parfois toxiques pour certaines matrices;

- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en œuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries. [2]

### **I.11 Conclusion**

L'objectif des producteurs des matériaux composites est de concurrencer et de surpasser les métaux qui, de leur côté, ne cessent d'optimiser leurs propres caractéristiques. La diversité des matériaux composites et leur souplesse, qui permet de fabriquer ou de composer des caractéristiques à la carte, rendent cet objectif légitime. Pour atteindre ces objectifs, ce secteur doit se développer par l'innovation.

Mais la réalité montre que ces matériaux se comporte d'une manière déférentes lorsque ils sont soumis aux chocs, donc d'autres paramètres peuvent intervenir dans ce cas. Il est donc très important d'étudier ces comportements dans le chapitre suivant.

## **II.1 Introduction**

Les configurations de chocs sont extrêmement nombreuses (chocs localisés chocs répartis, etc.). De plus, la diversité des paramètres mis en jeu pour chaque configuration (énergie d'impact, géométrie et masse de l'impacteur, éléments de structures sollicités, conditions aux limites, etc.), explique la nécessité de mettre en œuvre des moyens d'expérimentation adéquats pour mieux appréhender la tenue des structures au choc. La littérature est riche en travaux et méthodes d'essais visant à reproduire ce type de sollicitation pour caractériser le matériau.

Dans cette partie, on s'intéresse aux impacts masse tombant et les impacts Charpy, on propose une synthèse de différents travaux concernant l'impact sur matériaux composites.

## **II.2 Généralités sur l'impact**

Lors de la vie, un composite est susceptible d'être soumis à de nombreux impacts de nature et d'intensité très différentes. Dans cette partie nous essayons de dresser un bilan de toutes ces charges dynamiques. Un impact est généralement caractérisé par sa vitesse. On peut définir quatre grandes catégories d'impact correspondant à des applications et contextes bien distincts.

### **II.2.1 Impact basse vitesse: entre 0 et 50 m.s<sup>-1</sup>**

Ces impacts résultent typiquement de la chute d'un outil lors des phases de maintenance ou de la percussion de débris présents sur la piste et projetés sur la structure durant les phases de roulage. Il s'agit donc aussi bien de chocs mous, pour les débris de pneus éclatés notamment, que de chocs durs, pour les outils métalliques.

### **II.2.2 Impact à vitesse modérée : entre 50 et 200 m.s<sup>-1</sup>**

Ces impacts ont des conséquences qui peuvent être dramatiques pour un aéronef et ce d'autant plus qu'ils se produisent généralement pendant des phases où l'aéronef est en l'air. Dans cette gamme de vitesse, on retrouve tout d'abord les chocs à l'oiseau lors des phases de décollage et d'atterrissage qui sont des chocs mous mais avec des énergies élevées de part la masse du projectile (de l'ordre de 2 kg). Il y a aussi les impacts de grêle qui touchent la structure tout entière et qui sont des chocs durs mais avec des niveaux d'énergies plus faibles que pour le choc à l'oiseau.

### **II.2.3 Impact à vitesse élevée : entre 200 et 1000 m.s<sup>-1</sup>**

Ces impacts sont à prendre en compte pour les avions militaires car il s'agit pour la plupart d'impacts balistiques.

### **II.2.4 Impact hyper vitesse : supérieure à 4000 m.s**

Ce type de charges dynamiques se retrouve pour les engins spatiaux et notamment les satellites qui peuvent être percutés par des projectiles en tout genre une fois en orbite dans l'espace. Les énergies d'impact sont par ailleurs très variées étant donnée la diversité des débris spatiaux présents. On relèvera aussi que dans la modélisation de l'impact, il est nécessaire de prendre en compte, en plus du solide en lui-même, un effet de souffle lors du choc car avec sa vitesse, le débris explose littéralement au moment de l'impact.

## **II.3 Moyens d'essai d'impact**

Pour les gammes de vitesse citées précédemment, on va présenter quelques moyens d'essai pour simuler le type d'impact. Comme l'essai de choc Charpy, impact poids tombant, barre Hopkinson et le lanceur MIKA.

### **II.3.1 Essai d'impact Charpy**

L'essai de résilience Charpy reste l'essai d'impact le plus simple et le plus rapide à mettre en œuvre. De plus, celui-ci n'exige que des éprouvettes de taille réduite, ce qui permet de tester la résistance au choc d'un grand nombre de matériaux tout en limitant la consommation de matière.

Dans un essai Charpy, un échantillon supporté selon le plan horizontal est impacté par un mouton-pendule. Les échantillons utilisés sont des courts bâtonnets de forte épaisseur dans lesquels une entaille à mi-longueur peut être ajoutée. Lorsqu'il est instrumenté, l'essai Charpy permet de déterminer la variation de la force en fonction du temps ou du déplacement ainsi que l'énergie absorbée durant le test, ce qui permet de recueillir des informations sur les mécanismes d'absorption et de dissipation d'énergie.

La forme des échantillons n'est pas typique des composantes utilisées en ingénierie et les mécanismes de rupture ne sont pas nécessairement ceux qui sont observés dans les composantes opérationnelles soumises à des essais d'impact à faible vitesse.

#### **II.3.1.1 Principe du mouton pendule**

Le mouton pendule 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 (figure II.1). 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 (figure II.2.b) au voisinage de ses extrémités est percutée en son centre au point d'énergie cinétique maximale de la masse (position 2).

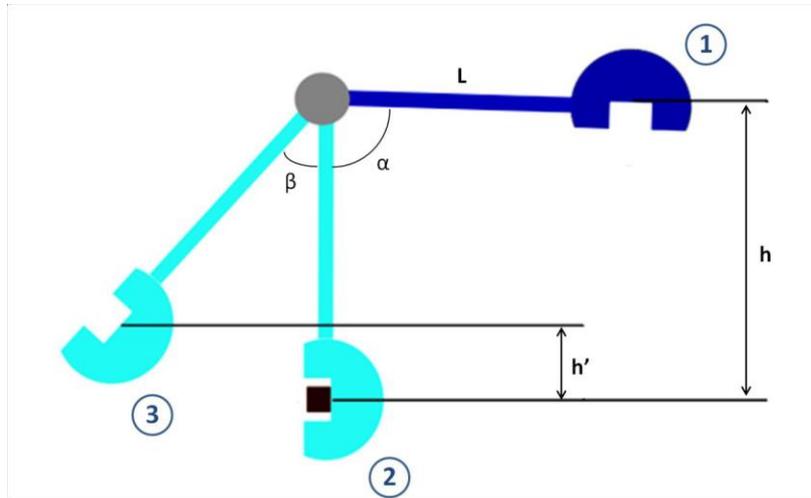
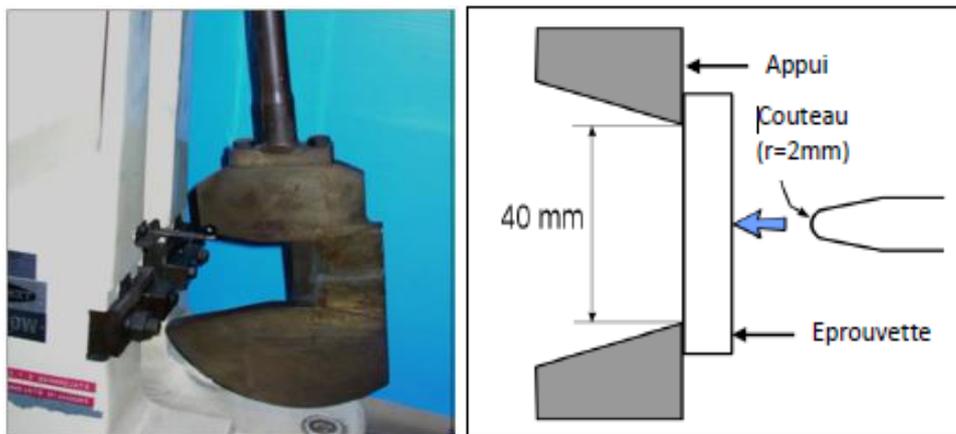


Figure II.1 : Représentation schématique du mouton pendule.



a) Marteau impacteur

b) Position de l'éprouvette

Figure II.2 : Dispositif Charpy : marteau impacteur, (a) et position de l'éprouvette(b)

### II.3.1.2 Calcul de l'énergie absorbée

L'essai consiste à comparer l'énergie de la masse mobile avant et après le choc, et à en déduire l'énergie absorbée par l'éprouvette durant l'impact. Les paramètres nécessaires aux calculs sont définis comme suit :

- Angle de chute  $\alpha$  : il s'agit de l'angle déterminé par la position du pendule en suspension libre (position 2) d'une part et de sa position de départ (position 1) (Figure II.1).

- Hauteur de chute  $h$  : elle représente l'un des facteurs déterminant pour la capacité de la machine. Elle se calcule suivant la base des deux éléments connus suivants :

- Longueur du pendule  $L$

- Angle de chute  $\alpha$

$$h = L(1 - \cos \alpha) \quad \text{II.1}$$

- Vitesse d'impact  $v$  : elle correspond à la vitesse au point d'impact, c'est à dire au point pour lequel toute l'énergie potentielle initiale de l'impacteur a été convertie sous forme d'énergie cinétique (position 2).

$$v = \sqrt{2 \cdot g \cdot h} \quad \text{II.2}$$

- Capacité potentielle  $E_p$

$$E_p = m \cdot g \cdot h \quad \text{II.3}$$

Où  $m$  équivaut à la masse du marteau (kg).

Après l'essai, les variables suivantes sont déterminées :

- Angle de remontée  $\beta$  : il est donné par la position du pendule suspendu librement (position 2) d'une part et par son point de rebroussement (position 3) après rupture de l'éprouvette.
- Hauteur de remontée  $h'$  : elle est égale à la distance verticale du centre de l'éprouvette correspondant à l'angle de remontée  $\beta$ , pour une longueur donnée du pendule  $L$ .
- Energie excédentaire  $E'_p$  : le pendule remonte à une hauteur  $h'$ . Son énergie cinétique est nulle ; son énergie potentielle est :

$$E'_p = m \cdot g \cdot h' \quad \text{II.4}$$

L'énergie absorbée par la rupture de l'éprouvette  $U$  s'écrit alors :

$$U = E_p - E'_p = m \cdot g(h - h') \quad \text{II.5}$$

### II.3.1. 3 La résistance au choc Charpy

La résistance au choc Charpy d'éprouvettes non entaillées ou résilience  $a_K$  ( $\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2}$ ) est égale à l'énergie de choc qu'elle absorbe  $U$  (J), rapportée à sa section droite initiale. Elle s'exprime:

$$a_K = \frac{U}{h \cdot b} \times 10^3 \quad \text{II.6}$$

où  $h$  et  $b$  sont respectivement l'épaisseur et la largeur de l'éprouvette (mm).

### II.3.1.4 Essai Charpy sur matériaux base polymère

La méthode 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 II.3, 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.

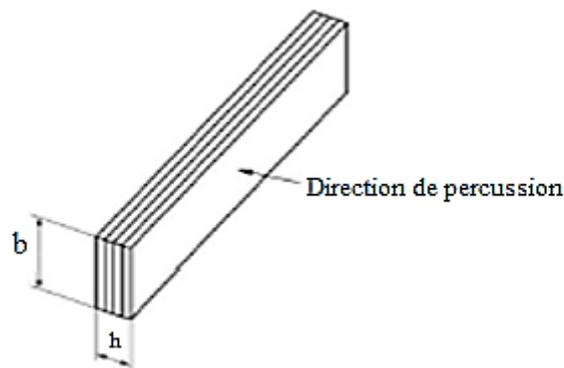


Figure II.3 : Représentation schématique de l'éprouvette impactée

### II.3.2 Essai poids tombant

Dans cet essai, un impacteur effectue une chute d'une hauteur prédéterminée sur un échantillon ou une plaque supportée dans le plan horizontal.

Le plus souvent, les impacts ne provoquent qu'un endommagement de l'échantillon, entraînant ainsi un rebond de l'impacteur. L'essai poids tombant est généralement instrumenté au moyen d'une cellule de charge ainsi que d'un détecteur de mouvement (cellule photoélectrique), ce qui permet d'obtenir la variation de la force en fonction du temps au cours de l'impact (figure II.4). Bien que la majorité des essais soit exécutée en utilisant un impacteur de forme hémisphérique, il est aussi possible d'utiliser des impacteurs de formes cylindriques ou de toute autre forme.

Un des avantages de cet essai est qu'une plus vaste gamme de géométrie d'échantillons peut être testée, incluant des géométries complexes se rapprochant des composantes utilisées en ingénierie (Figure II.5).

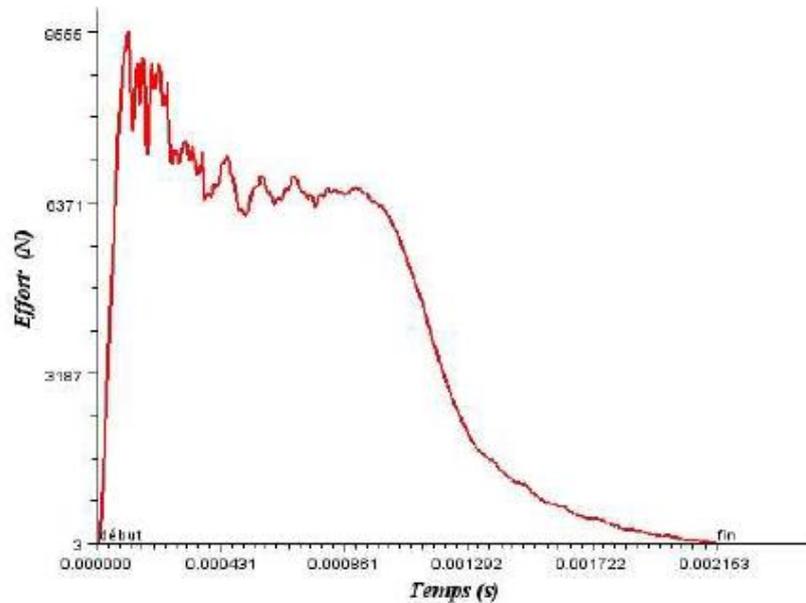


Figure II.4 : Evolution typique de l'effort durant l'essai d'impact.

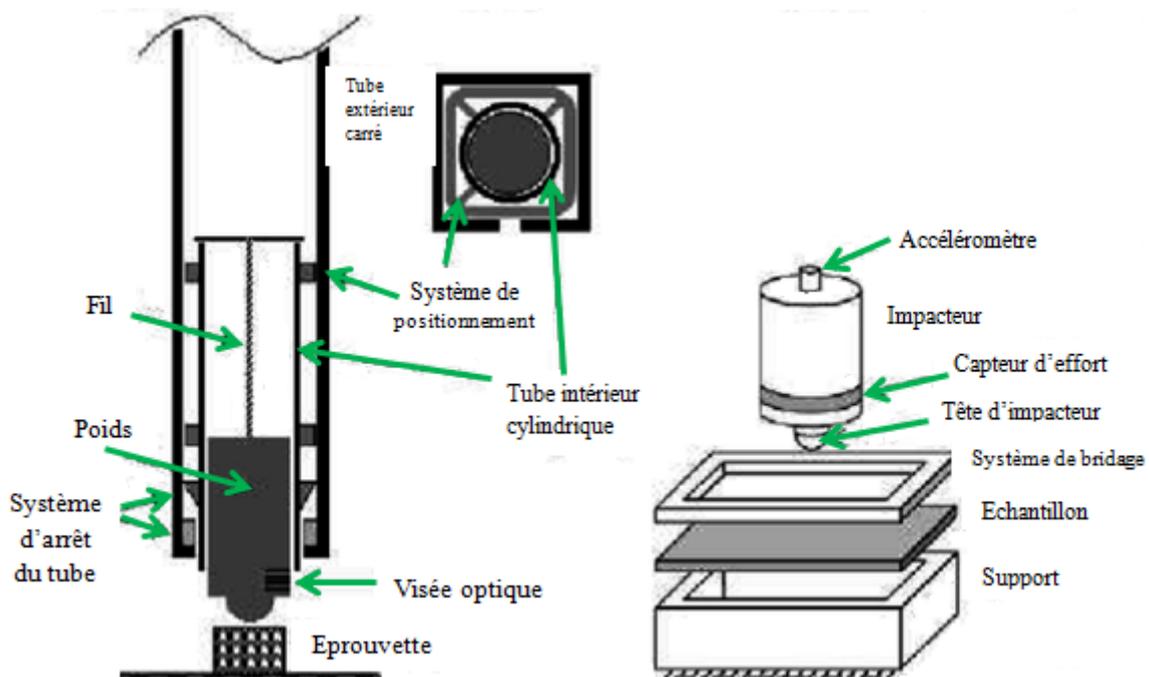


Figure II.5: Dispositif d'essai par poids tombant.

La courbe effort/déplacement permet de donner une première indication sur le comportement de l'éprouvette lors de l'essai d'impact (Figure II.6)

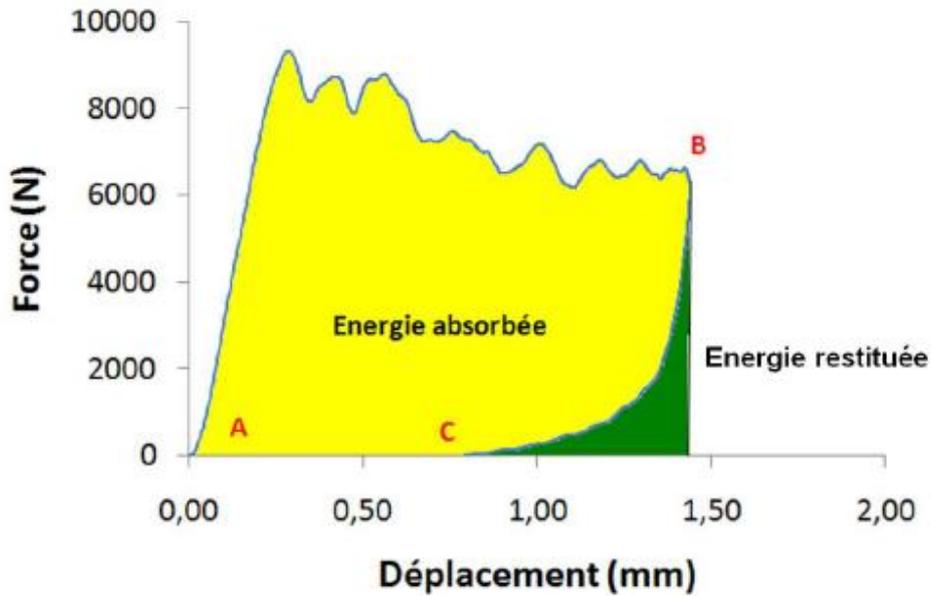


Figure II.6 : Courbe effort / déplacement durant l'essai d'impact

### II.3.3 Barre Hopkinson

La barre Hopkinson est une méthode d'essai éprouvée sur les matériaux composites proposée pour la première fois par l'ingénieur britannique Bertram Hopkinson en 1914. L'essai consiste à frapper la barre entrante par un impacteur. Le choc induit dans la barre entrante une onde incidente qui se propage vers l'échantillon. Lorsqu'elle l'atteint, elle est réfléchiée dans la barre entrante et transmise dans la barre sortante. Elle est employée pour déterminer dynamiquement les caractéristiques mécaniques telles que le module de Young, la résistance aux chocs. L'échantillon de matériau est placé entre la barre d'incidente et la barre de transmission. Une autre barre dite butée frappe la barre incidente causant une impulsion de choc. Cette impulsion de choc parcourt la première barre. Une partie de l'impulsion est reflétée à l'extrémité de la barre, l'autre partie traverse l'échantillon de matériau pour aller dans la barre de transmission. Les jauges de contrainte installées sur les surfaces de la barre d'incident et de la barre de transmission mesurent les contraintes provoquées par l'onde d'impulsion de choc. Les jauges de contrainte permettent de déterminer les amplitudes des impulsions de choc appliquées à la barre d'incident, à l'impulsion reflétée et à l'impulsion transmis (figure II.7).

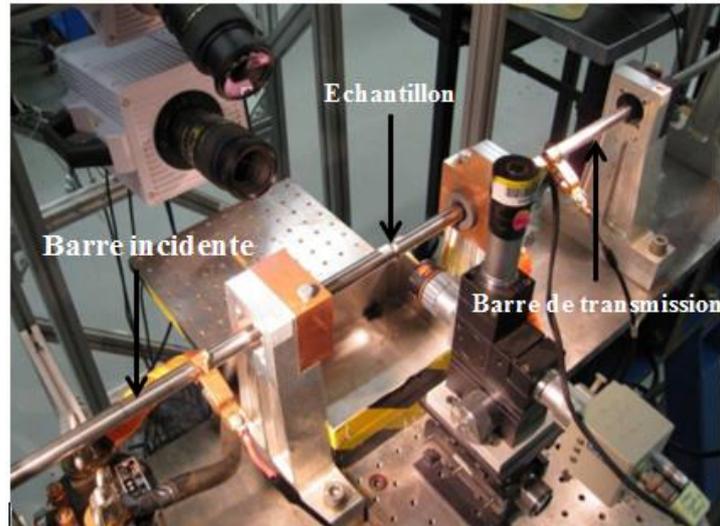


Figure II.7 : Dispositif de l'essai de la barre Hopkinson

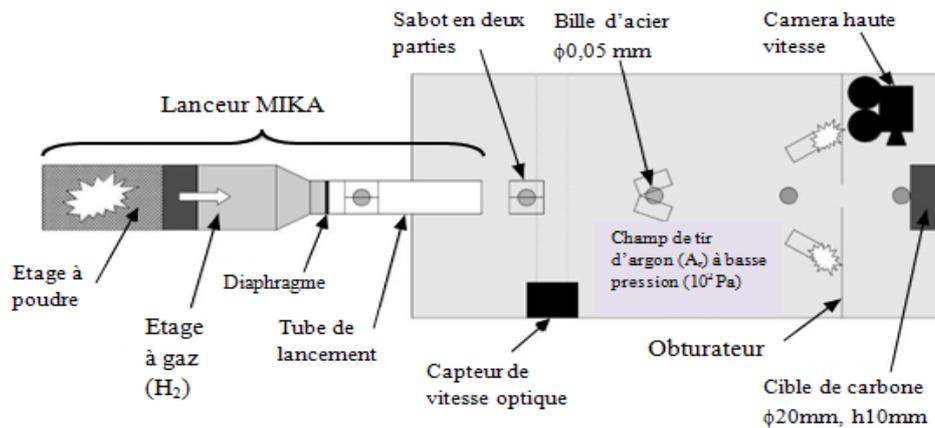
### II.3.4 Le lanceur MICA

C'est un lanceur bi-étage du CEA CESTA dont le nom est l'abréviation de mini-canon. La figure II.8 présente un schéma simplifié de l'installation. Ce type de petit lanceur et ses variantes sont ce qui reproduit le plus fidèlement les impacts hyper-véloces [11].

Un premier étage contenant de la poudre est mis à feu. La détente de ses produits de détonation met en mouvement un piston en polycarbonate ou polyéthylène qui vient comprimer le second étage rempli d'un gaz léger, généralement de dihydrogène. Lorsque la pression du second étage devient critique, le diaphragme séparant la chambre de compression et le tube de lancement se rompt. Une forte poussée s'exerce alors au cœur du projectile, le propulsant au long du tube, jusqu'à sa sortie dans la chambre d'expansion. Ce dernier est fait de deux parties qui se séparent au contact de l'atmosphère de la chambre d'expansion. La bille est ainsi libérée et continue sa course jusqu'à sa cible, tandis que les deux demi-sabots s'écartent radialement de la trajectoire pour être arrêtés par la cloison de la chambre d'expérience. Deux barrières optiques relèvent la vitesse du projectile avant et après la séparation des sabots. Une caméra rapide à 40 000 images par seconde associée à une lampe flash enregistre l'impact et les éventuelles éjections de débris. Notons qu'avec ce système, il est possible de lancer des projectiles sphériques jusqu'à 1 mm de diamètre.

Cependant, ce type d'installation présente des difficultés. Bien que certains paramètres, quantité de poudre, pression initiale de dihydrogène, nature du diaphragme, etc. permettent de régler la vitesse d'impact de 1000 à 5000 m.s<sup>-1</sup>, la connaissance a priori de cette dernière n'est pas garantie à moins de quelques centaines de mètres par seconde. De plus, l'usage de poudre dont la vitesse de combustion dépend fortement de l'hygrométrie, la

friction que rencontre le projectile dans le tube de lancement ou encore son freinage dans la chambre de séparation rend déficieux la synchronisation d'éventuels diagnostics. La précision toute relative du point d'impact, de l'ordre de quelques millimètres, peut encore compliquer les choses (Figure II.8).



**Figure II.8 :** Le lanceur MIKa.

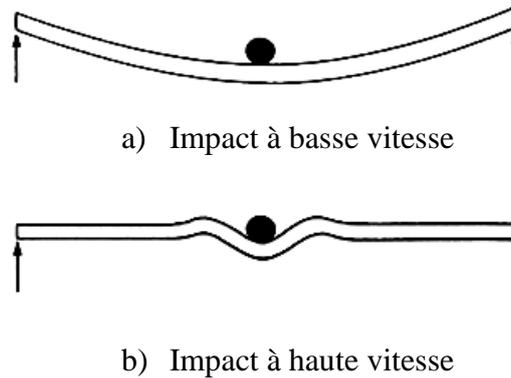
## **II.4 Paramètres gouvernant le comportement sous impact des composites à matrice organique**

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.4.1. Influence des caractéristiques de l'impact**

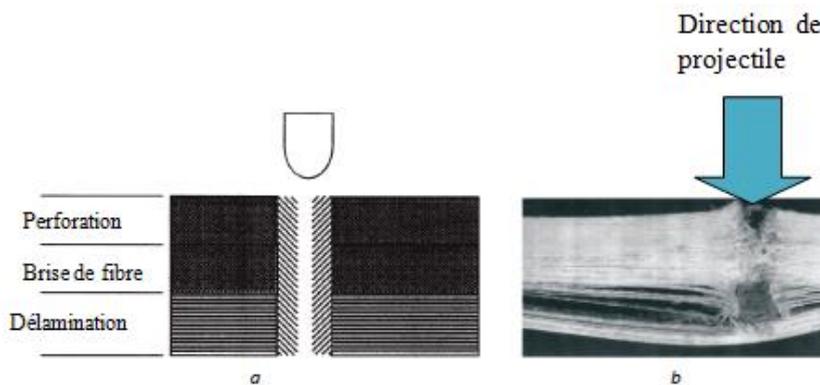
#### **II.4.1.1 Vitesse d'impact**

Comme cela est schématisé sur la figure II.9.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 a plus d'effets de structure (Figure II.9.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.



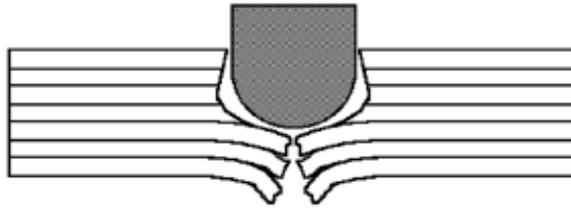
**Figure II.9:** Illustration de l'effet de structure : impact basse vitesse (a) ; impact haute vitesse (b) [12].

Plusieurs études [13] ont permis de séquencer le comportement sous impact à haute vitesse d'une structure composite en trois étapes représentées sur la figure II.10.



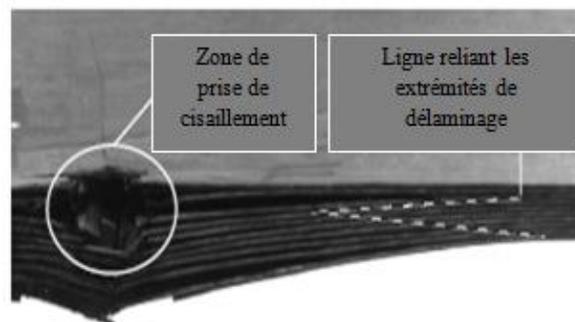
**Figure II.10 :** Représentation schématique de l'endommagement d'un stratifié sous un impact haute vitesse (a) ; Photographie d'un stratifié verre/polyester d'épaisseur 44 mm impacté par un projectile de 80 g à une vitesse de  $610 \text{ m.s}^{-1}$  inférieure à sa vitesse balistique (b) [14].

Dans un premier temps, lors du contact avec les plis supérieurs, l'énergie cinétique élevée du projectile entraîne une rupture locale des fibres par cisaillement transverse (tondre). Le processus se poursuit ainsi à travers les couches suivantes, jusqu'à ce que le projectile ait suffisamment perdu d'énergie pour permettre aux fibres sollicitées de résister au cisaillement. Les fibres en contact direct avec le projectile sont alors enfoncées (perforation) et forment un bouchon (prise de courant). Le diamètre de ce dernier est proche de celui de l'impacteur dans les premiers plis puis augmente légèrement dans l'épaisseur du stratifié (Figure II.11). Sa profondeur dépend de la vitesse d'impact.



**Figure II.11:** Représentation schématique de l'endommagement par cisaillement [13].

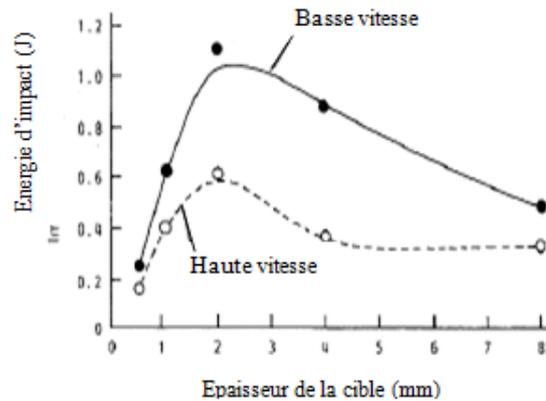
Dans un second temps, des ruptures de fibres en traction se produisent de part et d'autre de l'impacteur. Durant l'impact, les contraintes sont progressivement relaxées au sein du pli sollicité pendant que le pli suivant est chargé à son tour. Ceci occasionne une décohésion entre le pli libre et le pli chargé, entraînant l'apparition de délaminages dans un troisième temps. En début d'impact, lorsque la vitesse du projectile est encore élevée, les délaminages n'ont pas le temps de se propager. Ceux qui se produisent en face d'impact (Figure II.12) résulteraient d'une réponse tardive du stratifié suite à l'onde de choc initiale. Le projectile ralentissant progressivement, l'aire délaminée augmente graduellement dans l'épaisseur de la plaque. Seul le comportement macroscopique est représenté par ces modes d'endommagement. En effet, pour des vitesses d'impact élevées, les micro-dommages ne participeraient que de façon insignifiante à l'absorption de l'énergie cinétique du projectile.



**Figure II.12 :** Photographie d'un CFRP ayant subi un impact balistique à une vitesse proche de sa  $V_{50}$  [13].

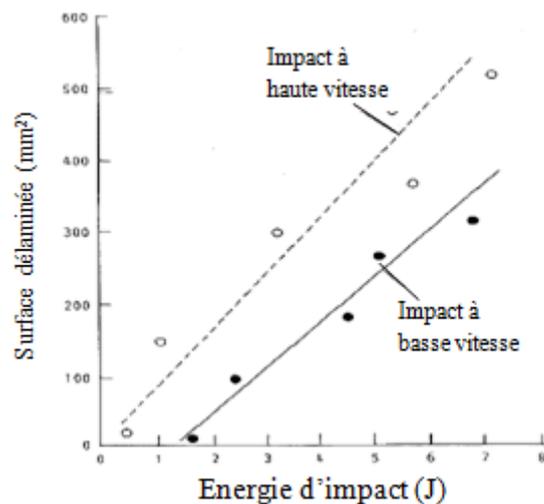
**Cantwell et Morton [12]** ont mesuré les différences de comportement d'un stratifié soumis à des impacts à basses et hautes vitesses. Un dispositif poids tombant a été utilisé pour réaliser l'impact à basse vitesse : un impacteur de 680 g a été lâché sur le stratifié depuis une hauteur de 2 m. L'impact à haute vitesse a été réalisé à l'aide d'un canon à gaz comprimé : un projectile de 1 g a impacté la cible à une vitesse d'environ  $100 \text{ m.s}^{-1}$ .

Les premiers dommages apparaissent pour une énergie plus grande à basse vitesse d'impact (Figure II.13).



**Figure II.13 :** Evolution de l'énergie d'initiation des dommages pour des impacts à basses et hautes vitesses [12].

En effet, une large part de l'énergie est absorbée par la flexion de la plaque. Pour une même énergie d'impact, il a été observé que l'aire délaminée augmente avec la vitesse du projectile (Figure II.14), ce qui reste en accord avec le résultat précédent.

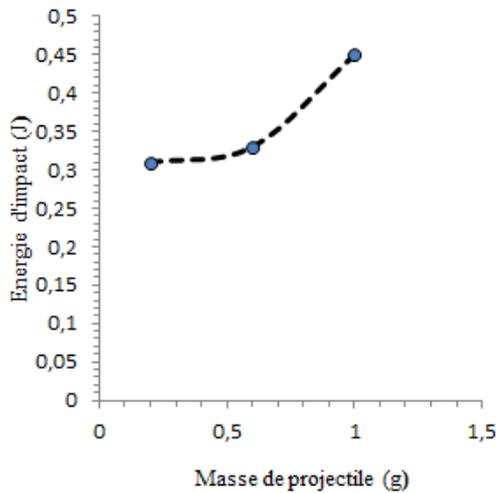


**Figure II.14 :** Evolution de l'aire délaminée pour des impacts à basses et hautes vitesses [12].

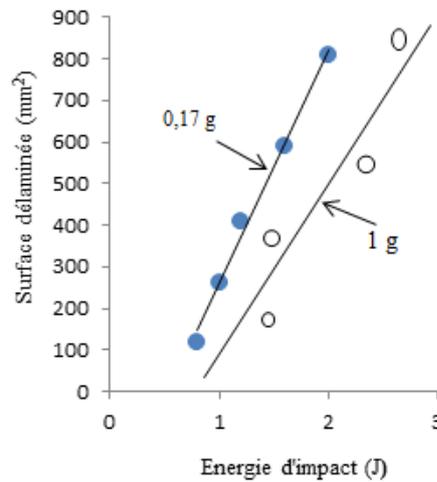
#### II.4.1.2 Masse de l'impacteur

Comme le révèle l'étude intitulée «The influence of varying projectile mass on the impact response of CFRP» [15], 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.

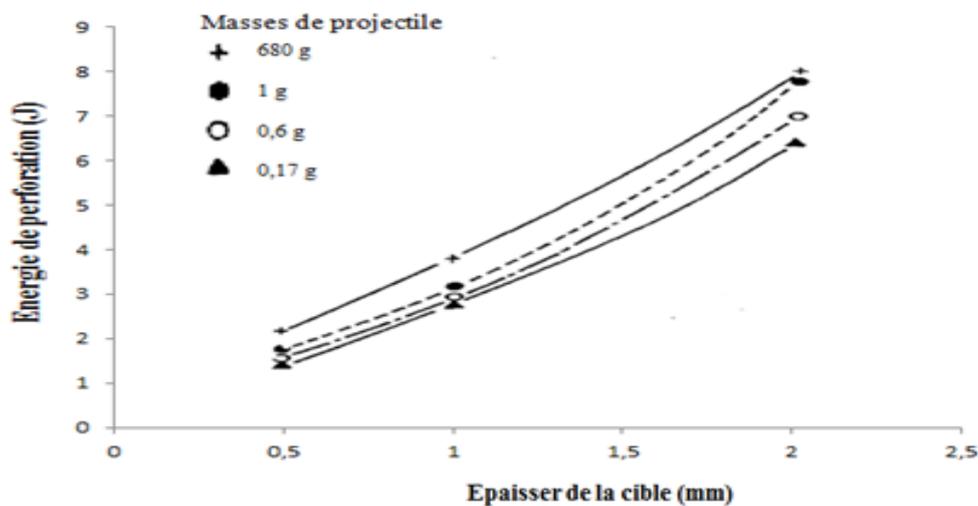
L'énergie nécessaire pour initier le premier dommage augmente avec la masse du projectile (Figure II.15.a). La surface délaminée est plus grande pour une masse de projectile plus faible (Figure II.15.b). Enfin, les résultats expérimentaux montrent que l'énergie de perforation diminue avec la masse du projectile (Figure II.15.c).



a) Energie d'endommagement



b) Aire délaminée



c) Epaisseur de la cible

Figure II.15 : Influence de la variation de la masse du projectile sur l'énergie d'initiation du dommage (a), l'aire délaminée (b) et l'énergie de perforation (c) [16].

### II.4.1.3. Forme de l'impacteur

Mitrevski et al [17] 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.16).

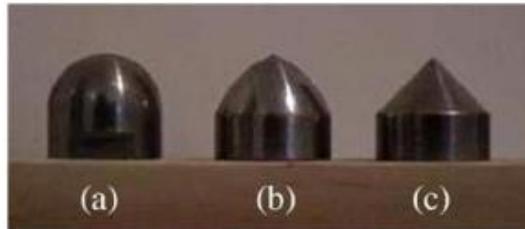
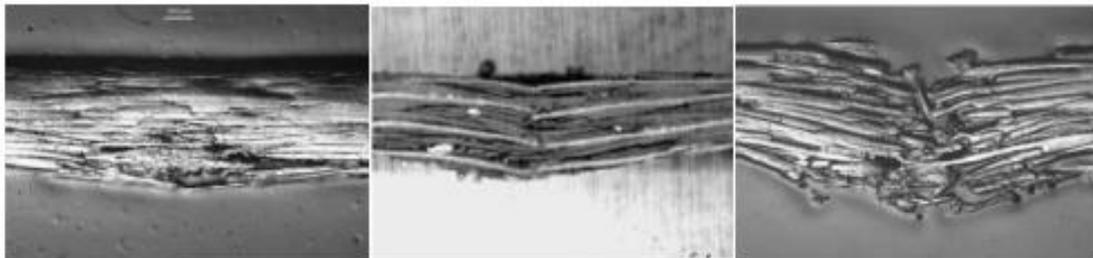


Figure II.16 : Géométrie d'impacteur : hémisphérique (a), ogivale (b) et conique (c) [17].

Comme le montre la figure II.17, 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.17 : Micrographies de coupes de plaques impactées avec un impacteur de forme hémisphérique (a), ogivale (b) et conique (c) [17].

## II.4.2 Influence des caractéristiques du composite impacté

### II.4.2.1 Paramètres géométriques de la structure

#### II.4.2.1.1 Epaisseur de la structure

Un des paramètres géométriques qui influence fortement la réponse à l'impact d'un stratifié est son épaisseur [15]. En effet, il a été observé expérimentalement que plus la plaque est épaisse, plus sa résistance à la perforation est élevée. Cela s'explique simplement par le

fait que le projectile a plus de matière à traverser. Pour des stratifiés renforcés par des fibres de carbone et de verre, cette dépendance a été parfaitement décrite par une loi puissance dont l'exposant est propre au matériau étudié [18]. Plus la plaque est mince, plus sa raideur en flexion est faible et plus la déflexion permise est importante. Ceci entraîne l'apparition de fortes contraintes et un début de rupture face opposée à l'impact. Au contraire, pour les plaques les plus épaisses les modes de rupture dominants sont induits par cisaillement en face d'impact. Il existe donc une valeur intermédiaire de l'épaisseur pour laquelle les premiers dommages apparaissent simultanément sur les deux faces de la plaque. Des essais d'impact à faible vitesse au moyen d'une tour de chute ont été réalisés par Alcock [19] sur des composites tissés tout propylène de différentes épaisseurs. Ce dernier a démontré qu'il existe une épaisseur optimale pour laquelle les plaques présentent la meilleure réponse, alliant un bon compromis matériau/structure. La figure II.18 montre effectivement que pour deux types de stratifiés A et B, les meilleures performances sont obtenues pour une épaisseur intermédiaire égale à 1,8 mm.

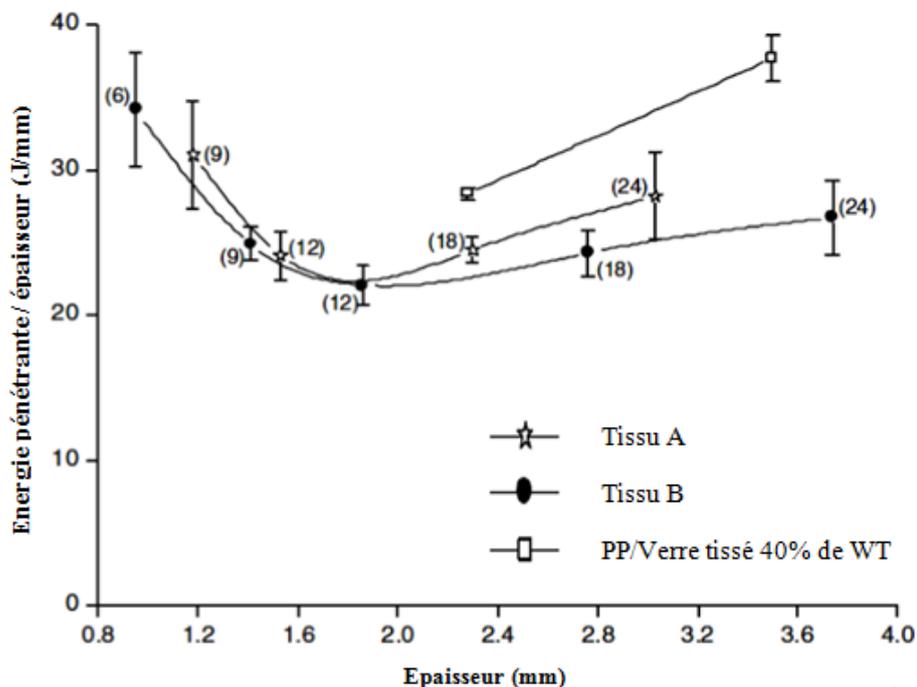
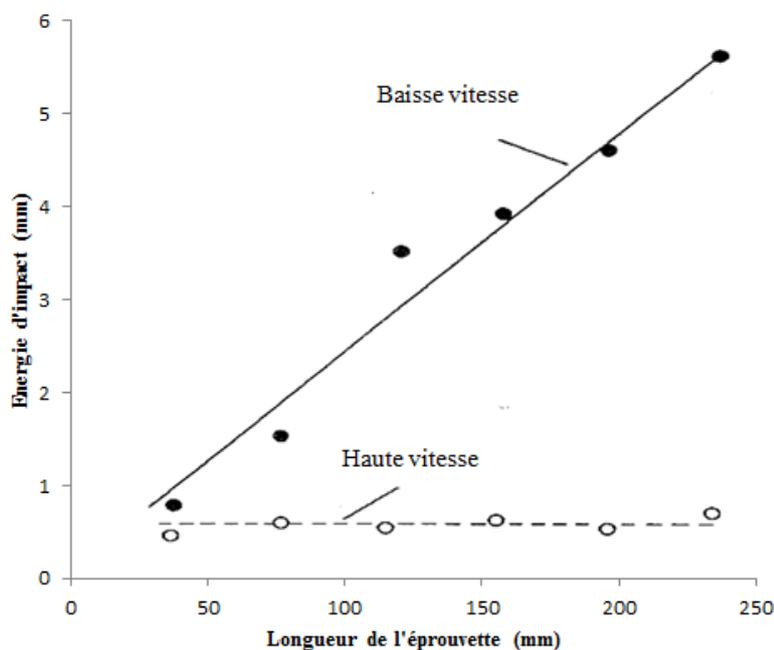


Figure II.18 : Evolution de l'énergie d'impact normalisée par l'épaisseur en fonction de l'épaisseur du stratifié [19].

### II.4.2.1.2 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 [20]. Ainsi, la valeur de l'énergie d'initiation du premier dommage augmente linéairement avec la longueur de l'éprouvette (Figure II.19). 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.



**Figure II.19 :** Evolution de l'énergie d'initiation du dommage en fonction de la longueur de l'éprouvette pour des impacts basses et hautes vitesses [12].

### II.4.2.2 Paramètres matériaux

#### II.4.2.2.1 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. 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 [21] 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.

Dans le cas des essais de perforation et pour d'importantes énergies incidentes, **Dannawie et coll. [22]** ont noté que les composites à matrice Vinylester offrent de meilleurs résultats par rapport à ceux obtenus par des matériaux à matrice Polyester. Les composites verres E / époxy résistent moins à la pénétration (figure II.20).

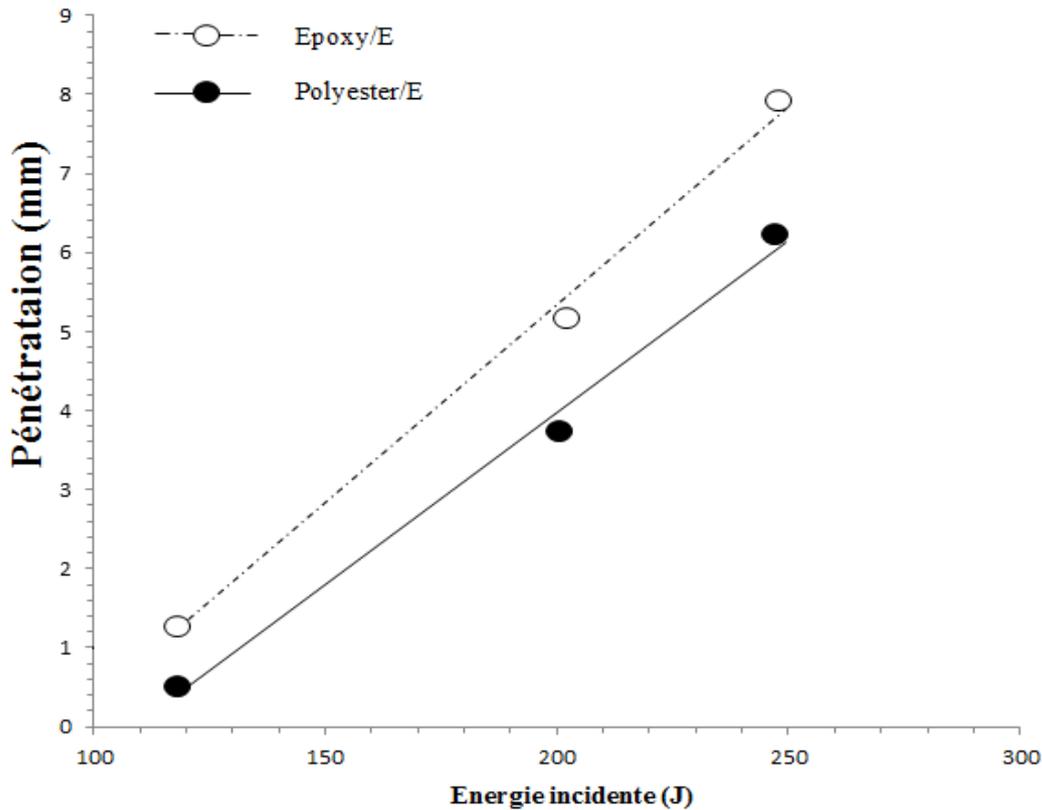


Figure II.20 : Influence de la résine d'un matériau renforcé de fibres de verre sur la pénétration, [22].

#### II.4.2.2.2 Nature des fibres

Les fibres apportent au matériau composite leurs caractéristiques mécaniques : rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc. Les renforts les plus utilisés sont : le verre, le carbone et le

Kevlar. L'observation post mortem d'une plaque composite perforée montre clairement que les fibres sont rompues en traction et que les mécanismes de délaminages ont pratiquement inexistant. En effet les résultats obtenus par une méthode menée sur des composites à base de Kevlar<sup>®</sup>29 [23] ont montré que l'énergie d'impact, c'est à dire l'énergie consommée dans le processus de perforation, est parfaitement corrélée à l'énergie spécifique de rupture des fibres en tension, soit :  $\sigma_R^2 / E$  ; où  $\sigma_R$  désigne la contrainte de rupture mesurée sous traction quasi-statique, et E le module de Young de la fibre (figure II.21).

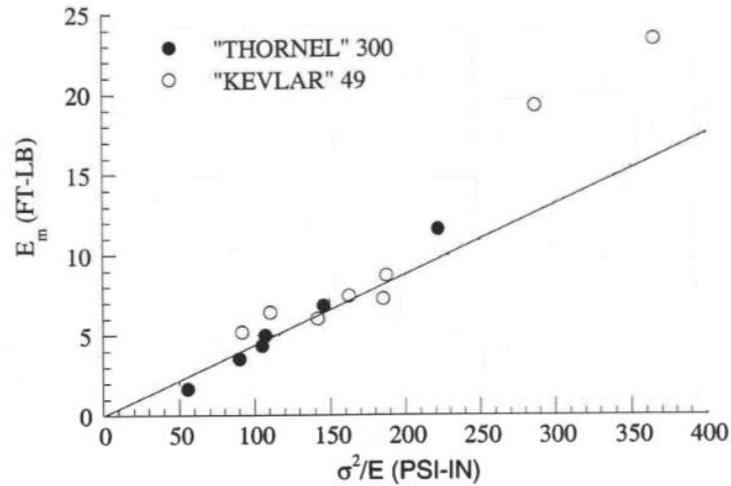


Figure II.21: Relation entre l'énergie d'impact et l'énergie spécifique de rupture des fibres en tension, [23].

#### II.4.2.2.3 Structure du renfort

Khondker et al. [24] ont montré que les composites à renforts unidirectionnels présentent une faible tolérance à l'endommagement sous impact (Figure II.22). Ils sont très sensibles aux délaminages pour de faibles vitesses d'impact. Pour une même énergie d'impact, l'endommagement de stratifiés à renforts tricotés est beaucoup moins étendu que dans les composites à fibres longues traditionnels.

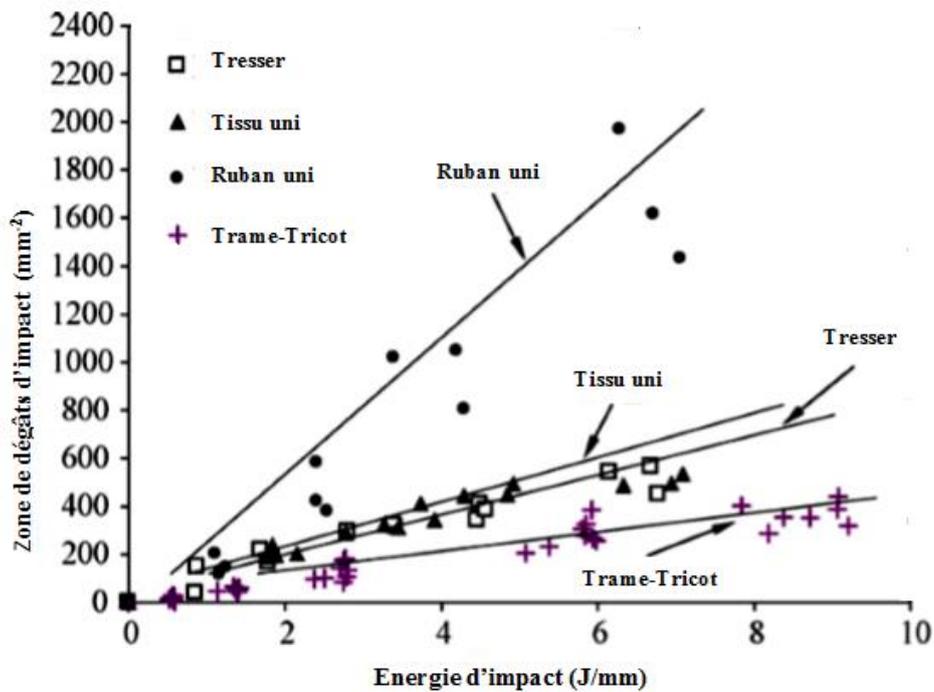
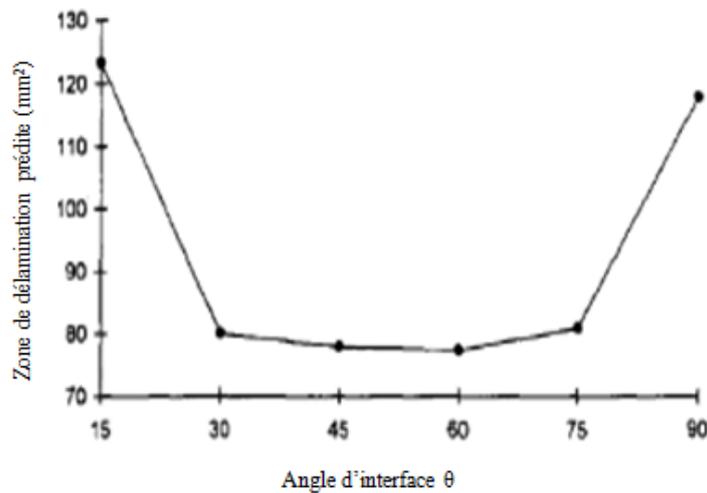


Figure II.22: Surface endommagée après impact poids tombant sur composites à renforts unidirectionnels, tissés et tricotés [24].

#### II.4.2.2.4 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. **Fuoss [25]** 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 délaminiée (Figure II.23). 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°.



**Figure II.23:** Evolution de l'aire délaminiée dans un composite à renforts unidirectionnels en fonction de l'angle d'interface [25].

#### II.4.2.2.5. Propriétés mécaniques de l'interface fibre/matrice

La présence d'une interface (fibre-matrice) d'adhérence modérée et surtout suffisamment complaisante joue un rôle très efficace dans la protection de la fibre vis à vis des ondes de choc. La nature de cette interface et son épaisseur ont les paramètres déterminants de ce rôle protecteur. **Macke [26]**, a étudié l'influence de l'interface sur la réponse au choc, moyennant un essai de type Charpy, d'un matériau composite constitué d'une performe réalisée par empilement de tissus équilibrés de SiC. Au préalable, les fibres ont été revêtues par des couches minces au moyen d'une infiltration chimique en phase gazeuse (C.V.I). Selon la durée de l'infiltration (allant de 2h à 48h), la nature et l'épaisseur du dépôt (1 à 4 mm), l'auteur a réalisé différents types de revêtement. Pour des épaisseurs variées, l'auteur a remarqué que le revêtement des fibres a pour effet une amélioration très significative de toutes les caractéristiques au choc des composites 2D-SiC/revêtement/SiC quel que soit la nature du traitement. Cette amélioration se manifeste par une augmentation correspondant au temps de rupture, un accroissement des effets maximaux, des caractéristiques de résistance à

l'initiation de la rupture, une meilleure résistance à la propagation de la fissure et une augmentation très sensible des énergies de rupture. Toutefois, les traitements manifestent une efficacité différente vis-à-vis des divers paramètres de résistance au choc. L'effet bénéfique du traitement de l'interface fibre-matrice se manifeste dès qu'une très faible épaisseur de revêtement de ce traitement est déposée sur les fibres. Les accroissements qui correspondent aux caractéristiques de résistance au choc suivant l'épaisseur, semblent se stabiliser et conduire à un palier lorsque l'épaisseur comprise entre 1mm à 2mm.

### **II.4.3 Influence de l'environnement sur le comportement des composites**

On sait qu'au cours d'un vieillissement hygrothermique, la présence de molécules d'eau dans un matériau composite à matrice polymère peut notamment dégrader les liaisons à l'interface (renfort-matrice) et entraîner ainsi une dégradation irréversible des propriétés du composite. L'absorption d'eau par un composite à matrice organique dépend de plusieurs paramètres tels que :

- la nature des fibres et de la résine ;
- la disposition des fibres par rapport à la direction de diffusion ;
- l'écart de concentration en eau entre le composite et le milieu environnant.

Néanmoins, il est nécessaire de préciser que, malgré le développement d'applications avancées, subsiste un manque de connaissance important et de nombreux problèmes scientifiques et technologiques qui limitent et freinent leur pénétration industrielle : sensibilité à la température, au temps et à l'environnement.

Les mécanismes de vieillissement des composites sont très divers et varient en fonction du polymère, des conditions de vieillissement comme la température, l'humidité, la pression d'oxygène, mais aussi en fonction de l'état de référence (vitesse de refroidissement, contraintes internes), des conditions de mise en œuvre et en fin la géométrie du matériau lui-même [27]. On distingue deux types de vieillissement ; Le vieillissement naturel est lente et irréversible évolution des propriétés structurales (physiques, chimiques, mécaniques) d'un matériau composite au cours de son utilisation. Le vieillissement pose dès lors le problème de la durabilité, c'est-à-dire de la durée de vie du matériau lorsque ses propriétés rapportées à une utilisation précise sont altérées. Dans le cas d'une coque en contact avec l'eau de mer, subissant un "vieillissement en milieu marin", les cinétiques de dégradations sont régies par les cinétiques d'absorption d'eau dans le matériau ; la présence d'eau entraîne à terme des dégradations structurales réversibles et irréversibles [27]. Le vieillissement accéléré est

appliqué au matériau. Le paramètre d'accélération peut alors être la contrainte mécanique appliquée, le rayonnement, ou la température. En ce qui concerne la diffusion de l'eau et les processus de dégradations chimiques, le paramètre d'accélération retenu est généralement la température [27].

Les composites résultent de l'association de deux constituants, fibres et matrices, dont les propriétés sont très diverses, créent une hétérogénéité de comportement. Lorsque ces composites sont soumis à des variations de température, les différences de coefficient de dilatation entre les fibres et la matrice et entre les couches d'orientation différentes de l'empilement sont telles que des contraintes résiduelles sont générées dans le matériau. En effet, l'apparition des contraintes internes se produit dès l'élaboration, car avant le cycle de polymérisation, la matrice très fluide ne supporte pas d'efforts et le composite est initialement dans un état libre de contraintes. Cependant, plus le phénomène de réticulation est avancé, plus la viscosité de la matrice augmente, et se produit un retrait susceptible de générer des contraintes lorsque la température décroît de  $T_g$  à la température ambiante.

Une surexposition thermique fonctionnelle ou accidentelle peut également contribuer à dégrader le matériau bien avant qu'il ne soit soumis à des sollicitations mécaniques. Cette dégradation touche la matrice et, plus particulièrement, son interface avec les fibres. Les paramètres tels que la fraction volumique, l'orientation des fibres et l'épaisseur, jouent un rôle très important dans la propagation de l'endommagement [28].

Lorsque les matériaux composites stratifiés dégradés thermiquement sont soumis à des sollicitations mécaniques, trois types d'endommagement peuvent apparaître :

- des fissures matricielles ;
- des délaminages entre couches d'orientation différentes ;
- des ruptures à l'interface fibre/matrice.

Ces endommagements sont schématisés par la figure II.24.

Le processus de décohésion fibre/matrice peut être observé à une échelle fine au microscope électronique à balayage MEB, les photos permettent de bien visualiser des ruptures d'interface fibre/matrice [28].

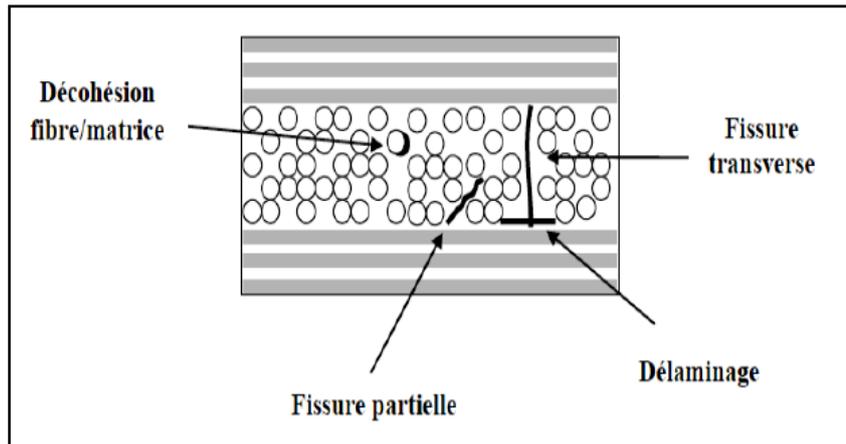


Figure II.24 : Endommagement sur un stratifié soumis à des sollicitations thermiques.

### II.5 Quelques travaux récents sur les impacts Charpy

M.A Canimero et al [29], dans le but d'étudier l'absorption d'énergie et l'évaluation des dommages dans les stratifiés composites renforcés par des fibres de carbone avec différentes séquences d'empilage ils ont utilisés un essai d'impact à faible vitesse et à un chargement en flexion. Le matériau de l'étude est un composite unidirectionnel utilisé dans les structures primaires d'Airbus A350 XWB. Deux configurations de stratifiés principales ont été analysées: les stratifiés unidirectionnels  $[0]_{12}$ ,  $[45]_{12}$ ,  $[90]_{12}$ , les stratifiés multidirectionnels (pli croisé  $[0/90]_{3s}$ , pli d'angle  $[\pm 45]_{3s}$  et stratifiés quasi-isotropes  $[0/90/(\pm 45)]_{3s}$ ). Tous les échantillons de ce travail ont été testés en mode A (la charge appliquée est normale au stratifié, figure II.25).

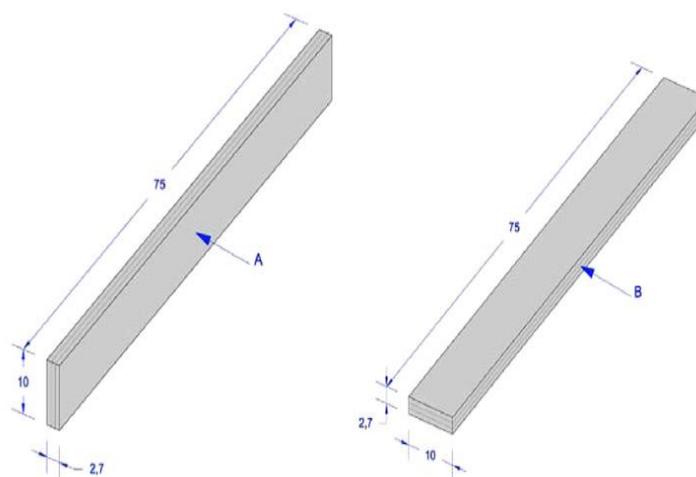
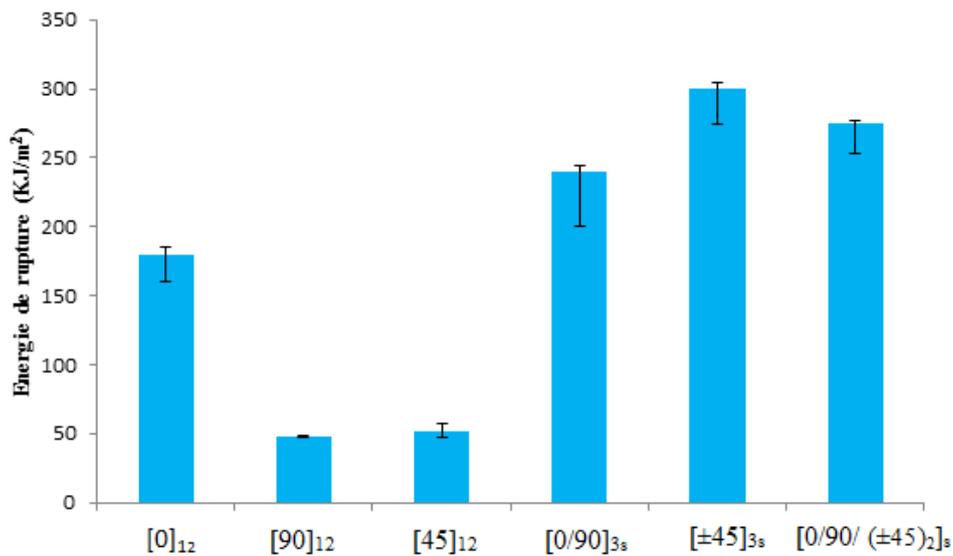


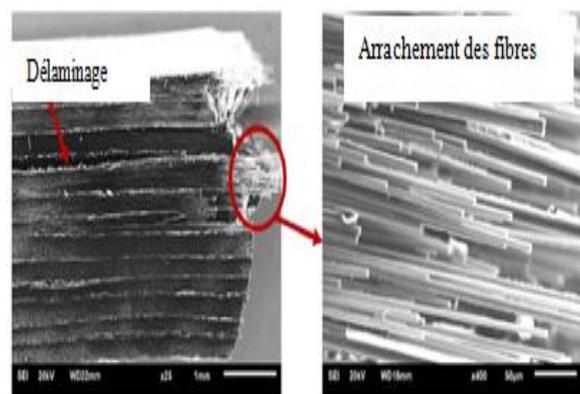
Figure II.25: Eprouvettes Charpy avec différentes configurations d'essai A et B: (à gauche) A, la charge appliquée est normale au stratifié et (à droite) B, la charge appliquée est parallèle au stratifié.

Les auteurs ont constatés que l'énergie est dissipée à travers plusieurs mécanismes, tels que la rupture de la fibre, délaminage, déchaussement fibre/matrice et fissuration de la matrice. L'énergie absorbée par les échantillons est une indication d'ampleur des dégâts. Le but du test Charpy est de fournir un comparatif pour évaluer l'absorption d'énergie d'impact local de différents matériaux ou configurations. Les stratifiés unidirectionnels,  $[0]_{12}$  présentent une plus grande absorption d'énergie d'impact  $189,1 \text{ (KJ/m}^2\text{)}$  comparé aux stratifiés unidirectionnels,  $[45]_{12}$ ,  $[90]_{12}$  (Figure II.26)



**Figure II.26 :** L'énergie de rupture d'impact Charpy ( $\text{KJ/m}^2$ ) pour les stratifiés avec différents séquences empilements.

Les modes de défaillance des échantillons unidirectionnels après impact sont illustrés sur la figure II.27 avec des détails de modes de rupture. Pour le stratifié, les échantillons sont endommagés d'une manière ductile par rupture de fibre, arrachement et délaminage ont été observés.



**Figure II.27:** Images MEB d'un échantillon unidirectionnel  $[0]_{12}$ .

Krinke et all. [30] ont effectué des essais Charpy sur des éprouvettes entaillées et non entaillées en graphite/époxy et boron/aluminium. Les figures II.28 et II.29 montrent l'effet de la vitesse de déformation sur la résistance en flexion et sur l'énergie absorbée par l'éprouvette.

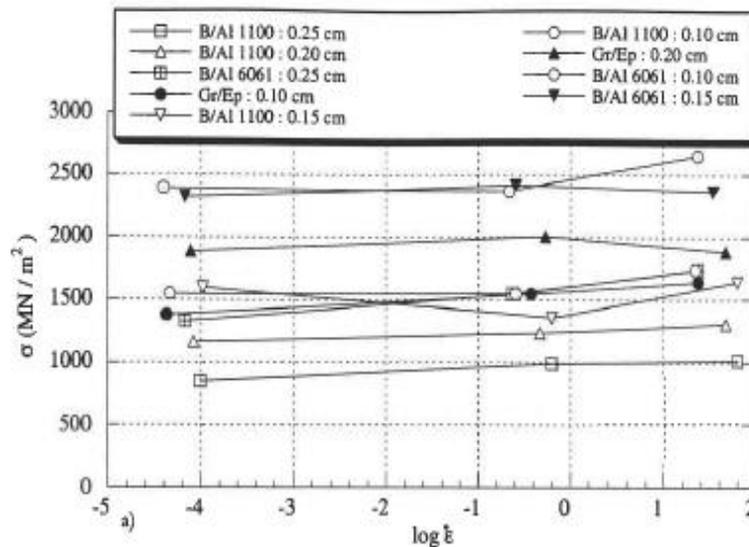


Figure II.28: Effet de la vitesse de déformation sur la contrainte en flexion des matériaux composites graphite/époxy et Boron/Aluminium [30].

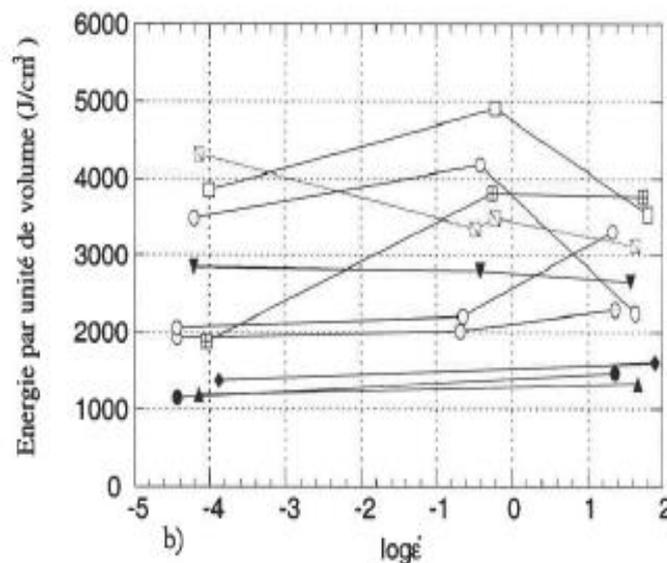


Figure II.29: Effet de la vitesse de déformation sur l'énergie d'absorption des matériaux composites graphite/époxy et Boron/Aluminium, [30].

Adams et coll. [31] ont montré, par des essais de flexion dynamique Charpy, que la résistance à l'impact des matériaux composites renforcés par des fibres de verre S ou de Kevlar est cinq fois plus grande que celle d'un composite renforcé par du carbone.

**Y. Le Petitcorps [32]** a étudié l'influence de l'interface fibre/matrice sur la rupture, par choc, d'un matériau composite unidirectionnel à matrice de titane et renfort filamentaire de carbure de Silicium ( $Sic = \Phi = 140mm$ ). Ce matériau a été soumis à un traitement thermique isotherme à  $850^{\circ}C$  pendant trois durées différentes 10h, 33h et 136h. Un maintien de longue durée (136h) à haute température provoque la formation d'une interphase épaisse et fragile, ainsi qu'une fragilisation de la matrice faisant chuter l'énergie de rupture et la force maximale en cours d'essai. Au contraire, un traitement thermique de courte durée (10h) conduit à une faible adhérence interfaciale entre fibre et matrice, ceci correspond donc à une force d'initiation de rupture modérée et à un important déchaussement. Un traitement thermique intermédiaire (33h) permet le renforcement de l'adhérence interfaciale grâce à la formation d'une fine interface : l'effort d'initiation est maximal mais le temps total de rupture est plus court.

## **II.6 Conclusion**

Dans cette étude bibliographique, nous retenons l'extrême diversité et complexité des cas de figures rencontrés dans la pratique pour ce qui concerne le choc des composites et des facteurs qui interviennent dans la tenue à l'impact de ces matériaux. Forme et architecture des corps en collision, nature des renforts, type de matrice, qualité des interfaces, sont des paramètres qui expliquent la prédominance de tel ou tel mode de rupture.

Cependant, cette étude bibliographique donne un aperçu général sur ces problèmes dont nous pouvons tirer les conclusions suivantes :

- Les matériaux composites sont sensibles à la vitesse de déformation ou à la vitesse de chargement lorsqu'ils sont soumis à des sollicitations rapides.

- Il faut faire très attention au choix de la géométrie des échantillons pour éviter l'influence de celle-ci sur les caractéristiques des composites. Dans le cas contraire, on risque de fournir des propriétés non intrinsèques.

### III.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.).

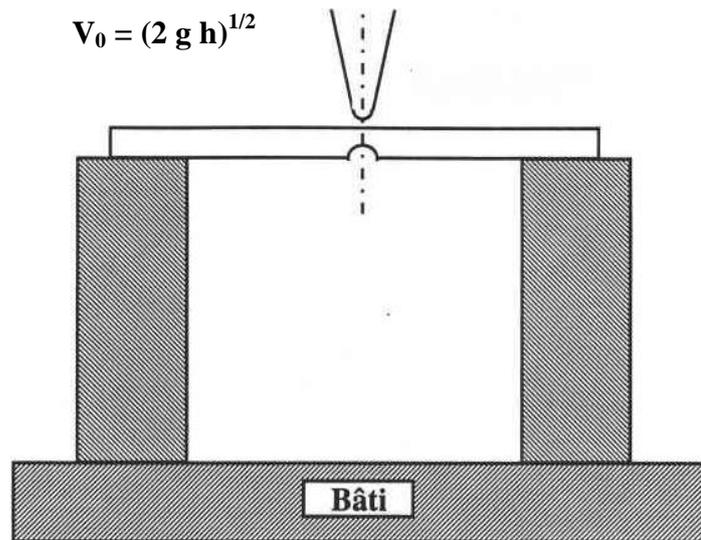
La sensibilité des matériaux et des structures composites aux vitesses de chargement est à présent un fait bien établi même s'il reste mal compris et insuffisamment exploré. Ceci s'explique par la variété des cas de figures rencontrés tels que les éléments constitutifs et les structures géométriques du composite et, par la complexité des mécanismes d'endommagement qui interviennent simultanément dans un même processus, tout en interagissant entre eux.

### III.2 Essais de structures

Dans cette partie, reproduisant plus ou moins une configuration réelle de choc, figurent en particulier l'essai appelé " poids tombant" ou "Drop Weight" Cette essai est considéré comme un essai de structure dans la mesure où les grandeurs dépendent de la géométrie, des conditions aux limites, etc.

#### III.2.1 Essais par Poids tombant

L'essai par poids tombant fut développé pour pallier à quelques inconvénients de l'essai Charpy. C'est un essai à vitesse de déformation relativement élevée. Ce type d'essai est généralement facile à réaliser. Dans le cas de la perforation, la méthode consiste à fixer une plaque sous un poids tombant par gravité dont la vitesse et la masse peuvent être variées selon le type de choc souhaité (figure III.1).



**Figure III.1:** Principe de l'essai par poids tombant

Dans ce type d'essai, les conditions de fixation de l'éprouvette ainsi que sa géométrie jouent un rôle prépondérant. L'impacteur est instrumenté de façon à connaître la force et le déplacement en fonction du temps et d'en déduire l'énergie. La hauteur de chute disponible reste un facteur limitatif. Cependant, certains systèmes sont maintenant développés pour permettre une accélération de la masse tombante et, par conséquent, une augmentation de sa vitesse d'impact et de l'énergie fournie à la structure. Les vitesses d'impact obtenues par ce type d'essai varient dans une gamme allant de 1 à 10 m/s.

Enfin, l'essai par poids tombant est simple et répandu à vitesse de déformation relativement élevée. Les éprouvettes normalisées correspondantes sont plus épaisses que celles de Charpy, si bien que les coûts de l'équipement, de la préparation et de la réalisation des essais sont plus onéreux. Cependant, il est toujours possible de modifier les dimensions de l'éprouvette, voire de modifier la distance entre les appuis pour se ramener à une configuration de test de type Charpy.

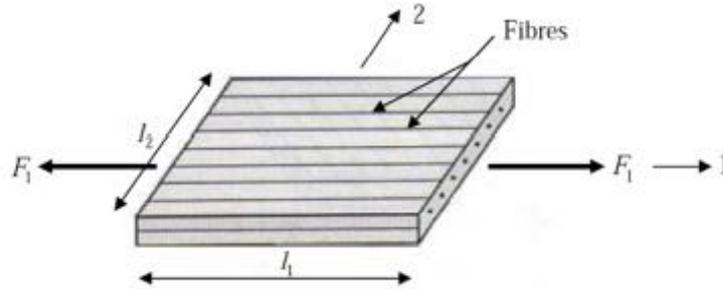
### III.3 Essais statiques

#### III. 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  $\sigma_e$ , la contrainte à la rupture  $\sigma_R$ , 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 à un effort de traction jusqu'à rupture.

### III. 3.1.1. Traction longitudinale

Dans le cas d'une traction longitudinale (figure III.2), 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.



**Figure III.2 :** Essai de traction longitudinale

La contrainte normale  $\sigma_{11}$  est donnée par :

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

Les déformations longitudinales et transversales sont données respectivement par :

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

$$\epsilon_{22} = \frac{\Delta L_2}{L_2} \quad (\text{III.3})$$

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

$$E_L = \frac{\sigma_{11}}{\epsilon_{11}} \quad (\text{III.4})$$

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

### III.3.1.2. Traction transversale

Dans le cas d'une traction transversale (figure III.3), la charge  $F_2$  est exercée suivant la direction transverse aux fibres ou suivant le sens trame sur la section droite du matériau.

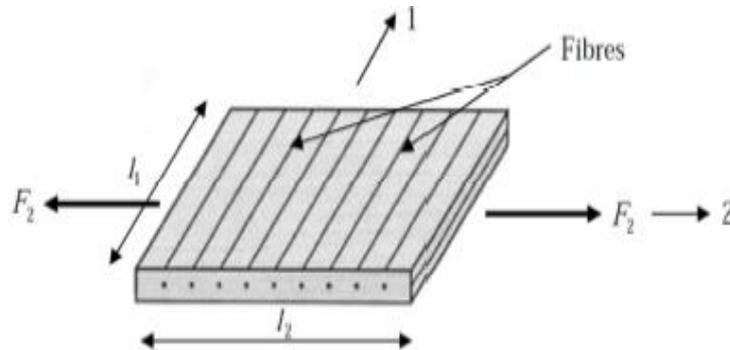


Figure III.3 : Essai de traction transversale

La contrainte normale  $\sigma_{22}$  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  $\nu_{TL}$  sont calculés respectivement par les relations (III.7) et (III.8).

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

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

### III. 3.1.3. Traction hors axes (essai de traction à 45°)

L'essai de traction hors axes usuellement utilisé pour mesurer le module de cisaillement, est un essai effectué à 45° de la direction des fibres (figure III.4). La charge  $F$  est exercée suivant la direction  $x$  sur la section du matériau.

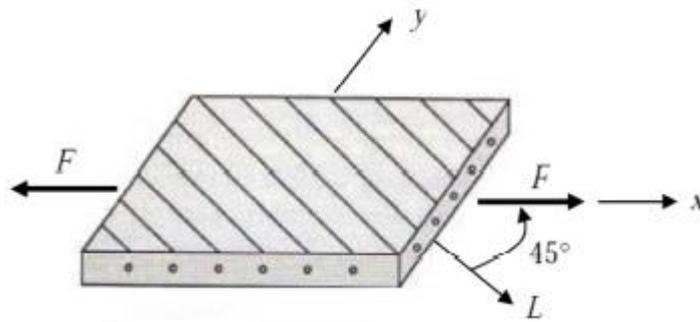


Figure III.4 : essai de traction hors axes

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  $\sigma_{XX}$  est donnée par :

$$\sigma_{XX} = \frac{F}{S} \quad (\text{III.9})$$

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

$$E_{45} = E_{XX} = \frac{\sigma_{XX}}{\varepsilon_{XX}} \quad (\text{III.10})$$

Ce module s'exprime par :

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

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

$$\frac{1}{G_{LT}} = \frac{4}{E_{45}} - \frac{1}{E_L} - \frac{1}{E_T} + 2 \frac{\nu_{LT}}{E_L} \quad (\text{III.12})$$

### 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 [14].

### III.3.2. Essai de compression

L'essai consiste à appliquer à une vitesse constante un effort de compression sur un barreau parallélépipédique dispose verticalement (figure III.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.

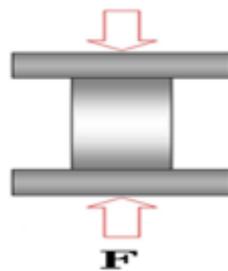


Figure III.5 : Essai de compression

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

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

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

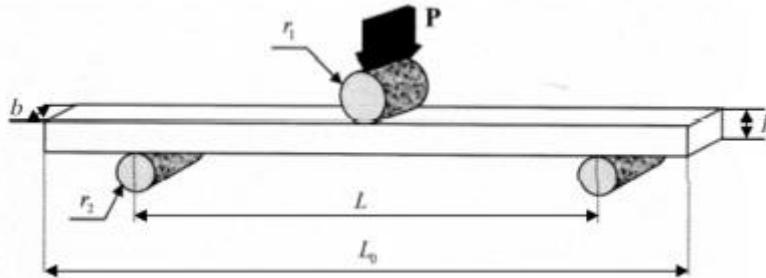
### III.3.3 Essai de flexion

Il y a plusieurs types, on cite : l'essai de flexion trois points, l'essai de flexion quatre points, l'essai de flexion par flambement...

#### III.3.3.1 Essai de flexion trois points

Les essais de flexion trois points (figure III.6) sont réalisés suivant les recommandations de la norme française NFT57-104 et 105. Présentent les avantages d'utiliser des éprouvettes

de conception simple avec des barreaux de section rectangulaire [6]. Le principe de cet essai consiste à déformer une éprouvette parallélépipédique reposant sur deux appuis, par l'intermédiaire d'une panne située à égale distance des appuis et se déplaçant à vitesse constante, dans le but de caractériser les propriétés mécaniques des matériaux telles que le module de Young et la résistance en flexion, la flèche maximale... On enregistre la courbe contrainte-déformation.

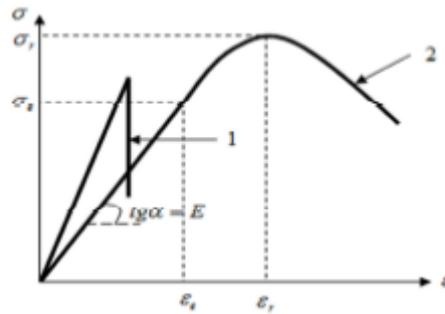


**Figure III.6 :** Dispositif d'essai et dimensions de flexion trois points

Avec :

- $F$  : charge appliquée ;
- $r_1$  : rayon de cylindre de la panne (=5mm) ;
- $r_2$  : rayon des cylindres d'appuis (=2,5mm) ;
- $L$  : longueur entre appuis ;
- $l$  : longueur totale de l'éprouvette ;
- $h$  : hauteur de la poutre ;
- $b$  : largeur de la poutre.

L'essai de flexion trois points sollicite de façon symétrique, une face de l'éprouvette soumise à une contrainte de traction et l'autre face à une contrainte de compression. Il existe aussi une troisième contrainte de cisaillement, sa valeur maximale est située au niveau de la ligne neutre, et que en fonction de la géométrie de l'éprouvette d'essai, il y a compétition entre une rupture en flexion et une rupture en cisaillement, et la courbe de contrainte-déformation est donnée par la figure III.7.



**Figure III.7 :** Courbe de contrainte-déformation : 1) matériau fragile; 2) matériau ductile

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

$$\sigma_f = \pm \frac{3FL}{2bh^2} \quad (\text{III.14})$$

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

$$\tau = \frac{3F}{4bh} \quad (\text{III.15})$$

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

$$R_A = R_B = \frac{F}{2} \quad (\text{III.16})$$

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

$$f_{\max} = \frac{FL^3}{48EI} \quad (\text{III.17})$$

L'expression de la déformation :

$$\epsilon_{\max} = \frac{6fh}{L^2} \quad (\text{III.18})$$

### III.3.3.2. Essai de flexion quatre points

L'essai de flexion à quatre points consiste à exercer entre les appuis deux points d'applications de la charge, distants de  $L$ , (figure III.8) ou l'effort tranchant est nul dans la zone des contraintes maximales.

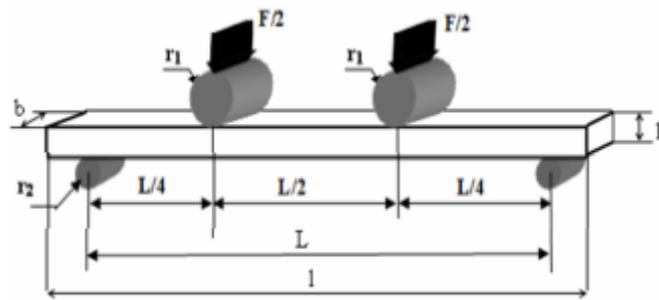


Figure III.8 : Essai de flexion a quatre points

La contrainte de flexion s'exprime :

$$\sigma_{fl} = \frac{3FL}{4bh^2} \quad (\text{III.19})$$

Le module de flexion :

$$E_{fl} = \frac{11L^3F}{64bh^3f} \quad (\text{III.20})$$

### III. 3.3.3. Essai de flexion par flambement

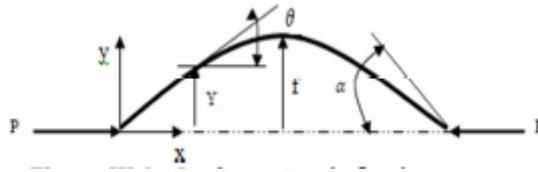
Lorsqu'on exerce un effort de compression sur une poutre bi-articulée a fort élancement, la ruine de la structure ne se produit pas par rupture en compression comme le prédit la résistance des matériaux, mais par un phénomène de courbure de grande amplitude appelée flambement (figure III.9). Dans cette configuration, la force appliquée crée, au centre de la poutre, un moment fléchissant d'autant plus important que la courbure est grande. On est en présence d'un phénomène d'instabilité. Le seuil est caractérisé par la charge critique d'Euler.

$$P_C = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \quad (\text{III.21})$$

E : module de Young dans la direction X

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

$L$  : longueur initiale de la poutre.



**Figure III.9 :** Configuration de flambement

### II. 3.3.4. Essai de cisaillement

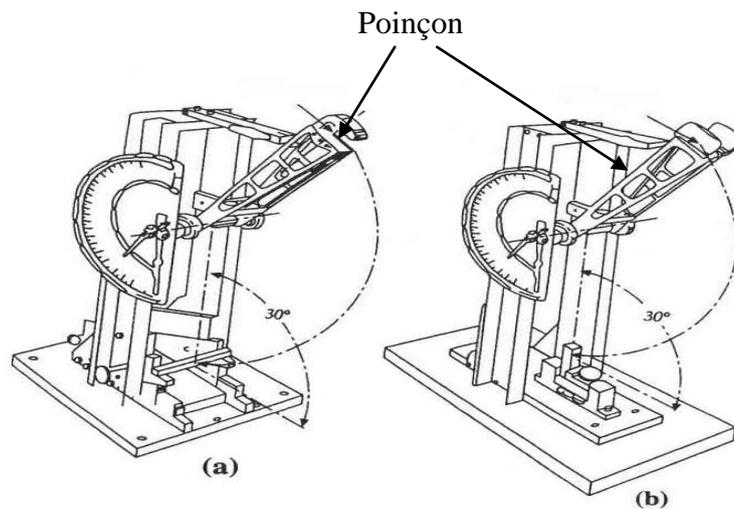
Les essais de cisaillement utilisés pour l'étude des matériaux composites permettent de connaître le comportement au cisaillement (contrainte et module de cisaillement) soit selon une sollicitation dans le plan des couches (cisaillement interlaminaire), soit selon une sollicitation perpendiculaire aux couches. [15]

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.

## III.4 essais dynamique

### III.4.1 Essais Charpy / Izod

Historiquement, l'essai de Charpy [100] fut un des essais de choc les plus répandus aussi bien pour l'étude de la résistance à la rupture fragile que pour le contrôle en usine (figure III.10.b) ce n'est cependant pas le seul essai de flexion par choc. Les autres essais se distinguent essentiellement par le mode de sollicitation et de fixation de l'éprouvette. On peut citer, à titre d'exemple, l'essai Izod (figure III.10.b), qui permet d'évaluer l'énergie absorbée par l'éprouvette. Dans ce type d'essai, l'éprouvette entaillée est encastrée à une extrémité tandis que l'extrémité libre est sollicitée en flexion par un pendule (figure.III.10.b). L'essai Charpy est utilisé à partir des normes établies sur des matériaux métalliques, notamment pour dimensionner les éprouvettes. Il permet de générer des impacts de très faible énergie (inférieure à 10 J). L'énergie absorbée par l'éprouvette lors du choc est fournie par la masse du pendule mis en mouvement. Il en résulte que la vitesse du pendule n'est pas rigoureusement constante pendant la durée de l'essai. Il consiste, souvent, à rompre par l'intermédiaire d'un percuteur en mouvement pendulaire, une éprouvette à section rectangulaire entaillée, sollicitée en flexion trois points (figure.III.10.a). L'impact se produit au centre de la face opposée à la fissure. L'énergie potentielle perdue par ce marteau est considérée comme l'énergie nécessaire à la rupture de l'éprouvette.



**Figure III.10 :** Dispositif de Charpy a) Montage pour test Charpy b) Montage pour test Izod, [14].

L'essai consiste à rompre d'un seul coup de mouton pendule, une éprouvette entaillée en son milieu et reposant sur deux appuis. On détermine l'énergie  $E_R$  absorbée dont on déduit la résilience. La résilience est l'énergie exprimée en joules par  $\text{cm}^2$  nécessaire pour produire la rupture de l'éprouvette. [23]

$$\text{Résilience}(K) = \frac{U}{S} = \frac{(\text{joules})}{(\text{cm}^2)} \quad (\text{III.22})$$

Avec : U : énergie absorbée par la rupture ;

S : section au droit de l'entaille.

### III.4.2. Fatigue et endurance

La notion de fatigue ou d'endommagement en fatigue désigne la modification du comportement d'un matériau, suite à l'application répétée d'une sollicitation mécanique cyclique ; conduisant à une rupture prématurée de la pièce pour des amplitudes souvent bien inférieures aux caractéristiques observées en monotone [16]. L'endurance est la capacité du matériau à résister au phénomène de fatigue. Les paramètres caractéristiques d'un cycle de fatigue à déformation ( $\epsilon$ ) ou contrainte ( $\sigma$ ) sinusoïdale imposée sont :

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

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \tag{III.23}$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \tag{III.24}$$

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \tag{III.25}$$

Ces paramètres sont aussi valables en déformation imposée en remplaçant le terme  $\sigma$  par  $\varepsilon$  ; un cycle sinusoïdal de fatigue est alors entièrement décrit par les trois paramètres  $\sigma_{max}$  ( $\varepsilon_{max}$ ),  $R$  et  $f$  (fréquence de l'essai) [17]. 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 (figure III.11) :

- 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  $\sigma_m > \sigma_a$   $0 < R < 1$

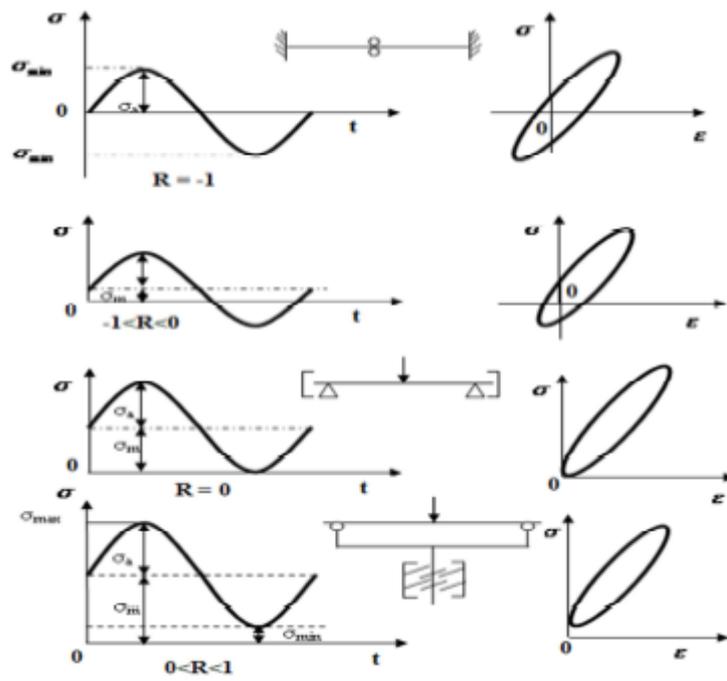


Figure III.11 : Différents cas de sollicitations

### III.5 Mécanisme d'endommagement des composites

Les mécanismes d'endommagement d'un matériau composite ne sont pas uniformément présents au sien du matériau. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis [102].

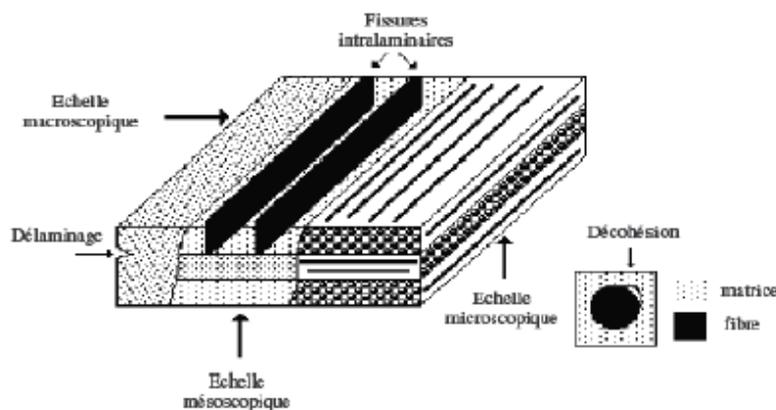
La rupture finale d'un composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires :

- ❖ la rupture des fibres;
- ❖ la rupture de la matrice;
- ❖ la rupture de l'interface fibre/matrice.

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

#### III.5.1. Les différentes échelles d'observation de l'endommagement

Il existe plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée, unidirectionnelle ou tissée qui se révèlent à différentes échelles d'observation. Les plus significatifs sont donnés dans la figure III.12 [900] :



**Figure III.12** : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement : matériaux stratifiés.

↳ A 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 ;

↪ A l'échelle macroscopique on observe le phénomène de décollement inter pli : c'est le délaminage

↪ A 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.

### III.5.2. Rupture de fibre

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque les contraintes de traction  $\sigma_f$  dans une fibre atteignent la contrainte à la rupture  $\sigma_{fu}$  ( $\sigma_{fr}$ ) de la fibre. La rupture de la fibre produit une concentration de contrainte au voisinage de la rupture. La redistribution de ces contraintes, est par conséquent le processus de la rupture résultant, dépend principalement : de la contrainte à rupture des fibres, de la capacité de la matrice à absorber l'énergie libère, des propriétés de l'interface fibre/matrice, etc. La figure III.13 montre les différents processus de rupture de la matrice associés à la rupture d'une fibre.

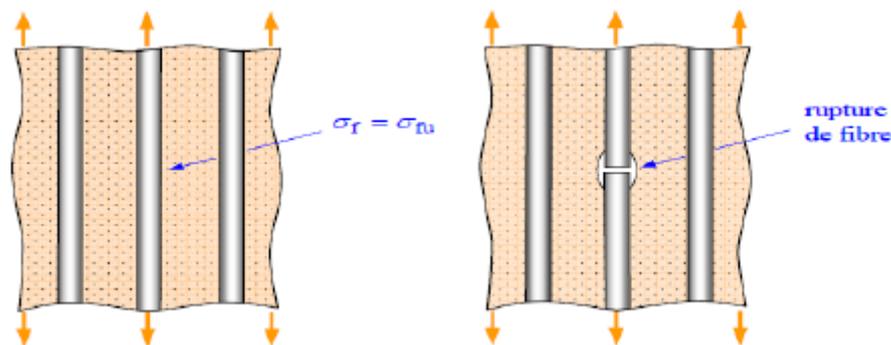
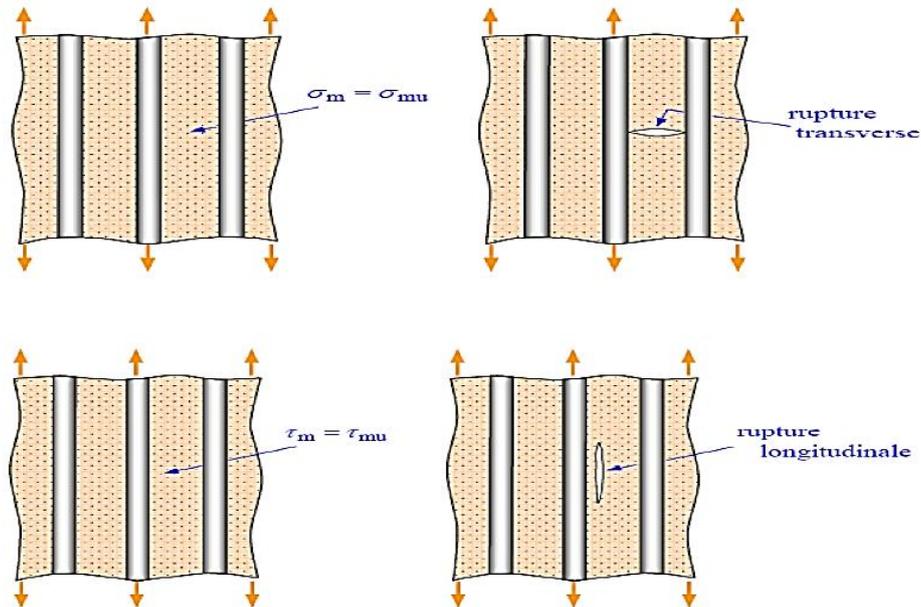


Figure III.13 : Rupture de fibre

### III.5.2. Rupture de la matrice

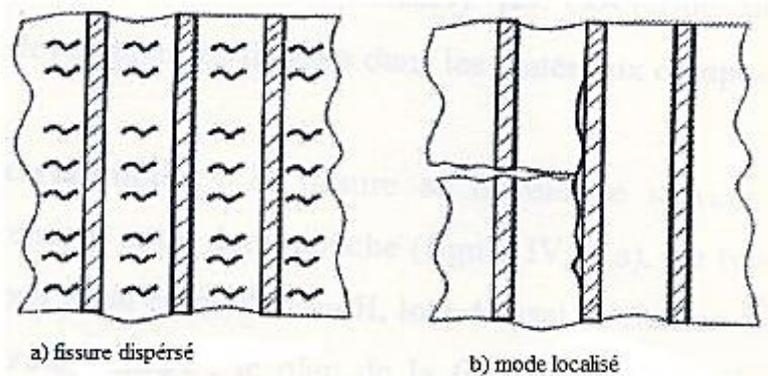
Les matrices organiques étant des matériaux ductiles. La rupture finale intervient, après une initiation de la fissure et sa progression, dès que la contrainte à la rupture  $\sigma_{mr}$  est atteinte. Ces fissures prennent naissance aux défauts présents dans les matériaux lors de son élaboration. En traction longitudinale, la fissuration de la matrice est soit transverse dans le cas où  $\sigma_m$  dans la matrice atteint la contrainte à la rupture en traction ; soit longitudinale dans le cas où la contrainte à la rupture en cisaillement est atteinte (figure III.14). Ce dernier mode ne se produit que dans le cas où la contrainte de décohesion de l'interface est supérieure à la

contrainte en cisaillement de la matrice. Dans le cas contraire, il y aura alors décohésion de l'interface [42].



**Figure III.14** : Rupture de la matrice.

Pour des déformations assez faibles sous charges cycliques, seules la matrice est endommagée par l'apparition de plusieurs fissures. On parle de mode de fissuration dispersé (figure III.15). Par contre, pour les contraintes élevées, les fibres se cassent et permettent la propagation de fissures. C'est le mode de rupture localisé.



**Figure III.15**: Modes de fissuration de la matrice.

### III.5.3. Décohésion fibre/matrice

Dans un polymère renforcé par les fibres unidirectionnelles, la décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement  $\tau$  dans la matrice atteint la

contrainte de décohésion , et cela arriver quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice  $\tau_m$  (figure III.16)

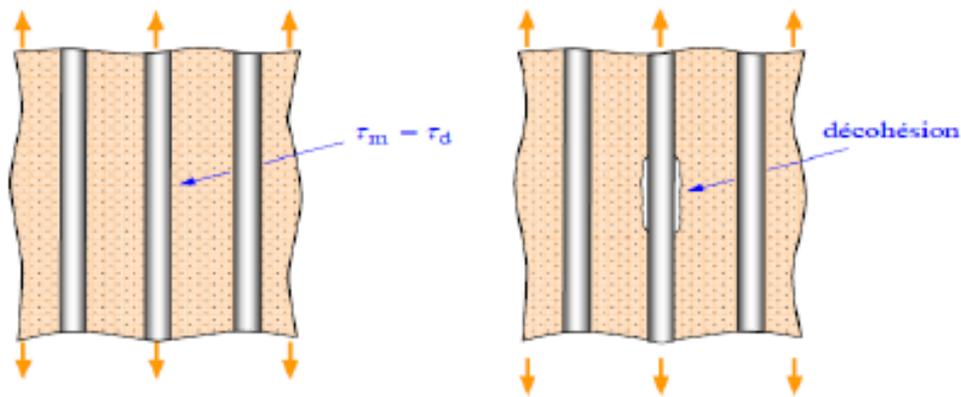


Figure III.16 : Décohésion fibre-matrice.

### III.7. 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 quatrième chapitre.

## IV.1 Introduction

L'objectif envisagé dans cette partie est l'étude de comportement mécanique de différents matériaux composites (stratifiés) aux sollicitations statiques monotones en flexion trois points, et dynamique par le biais des essais Charpy ainsi que de voir les mécanismes d'endommagement engendrés.

## IV.2 Matériaux de l'étude

Les matériaux composites utilisés dans cette étude, proviennent de l'office national de l'appareillage et accessoires pour personnes handicapés O.N.A.A.P.H. Ils sont destinés à la fabrication de prothèses pour personnes handicapés. Les constituants de base de ces matériaux (résine et renfort), sont des produits commerciaux de composition complexe.

- **Matrice**

Nous avons utilisé une matrice en polyester insaturée (thermodurcissable).

- **Renfort**

Nous avons utilisé deux types de renfort pour la fabrication des stratifiés : l'un est en fibres de verre de type E (fig.IV.1.a) pour donner une bonne résistance, et l'autre en perlon (un des noms commerciaux des fibres de polyamide PA66) à tissage plus fin (fig.IV.1.b) pour donner une meilleure souplesse et un meilleur aspect extérieur des modèles finies. Ces renforts se présentent sous forme de tricot tubulaire de différents diamètres.



**Figure IV.1** : Renforts utilisés : a) fibres de verre, b) Perlon (PA66).

La mise en évidence de la contribution des différents renforts nous ont conduits à l'élaboration des différents stratifiés qui sont montrés au tableau IV.1. Nous désignons par la lettre P le renfort en Perlon et par la lettre V le renfort de Verre. Le lot A (lot de référence) est le stratifié hybride utilisé par l'entreprise pour la fabrication des prothèses à usage externe.

Lots	Ordre des plis
A	2P2V2P
E	21P
D	2P2V...jusqu'à 18 plis
F	18P

**Tableau IV.1** Différents lots d'éprouvettes d'essais.

#### IV.2.1 Elaboration des éprouvettes

Les plaques de stratifiés ayant servi au découpage des éprouvettes sont obtenues par le même procédé de fabrication que celui de l'O.N.A.A.P.H dans la réalisation des prothèses, à savoir l'injection au sac sous vide (fig. IV.2).

Ce procédé consiste à disposer à température ambiante, sur une plaque de polyéthylène recouverte d'un film en plastique PVA un renfort non imprégné. L'ensemble est enveloppé d'un second sac muni de deux ouvertures, une supérieure à laquelle se fait l'injection de la résine sous la pression atmosphérique, une autre inférieure à laquelle est reliée une pompe à vide qui crée une dépression permettant l'écoulement de la résine, préalablement préparée, entre les deux sacs.

Le dispositif est maintenu dans cet état pendant la polymérisation et jusqu'à la fin de la gélification qui dure approximativement trente minutes.

Au-delà d'une heure, nous procédons à l'opération de démoulage. Nous obtenons ainsi deux plaques de composite dans lesquelles seront découpées les éprouvettes selon les normes requises.



**Figure IV.2** : Procédé d'injection au sac sous vide.

Les éprouvettes soumises aux essais sont découpées dans les plaques suivant deux directions définies relativement à l'axe du renfort tubulaire figure IV.3.

Nous définissant ainsi deux directions :

- Direction longitudinale parallèle à l'axe du tissu tubulaire.
- Direction transversale orthogonale à la direction longitudinale.

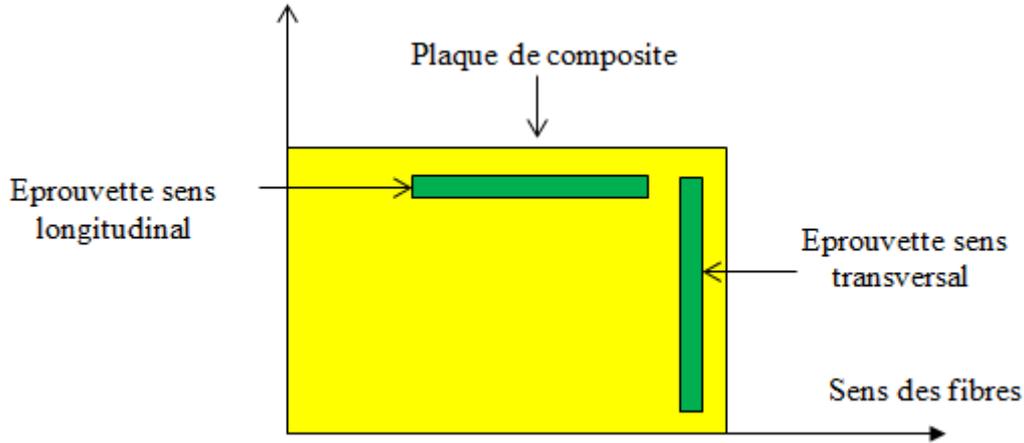


Figure IV.3 : Sens de découpage des éprouvettes.

#### IV.2.2 Géométrie des éprouvettes

Les dimensions des éprouvettes utilisées (fig. IV.4) pour les essais de flexion trois points ont été choisies selon la norme NF EN ISO 178, ASTM D 790 [43] c'est à dire :

$$L_{\text{tot}} = 80 \text{ mm } (\pm 1)$$

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

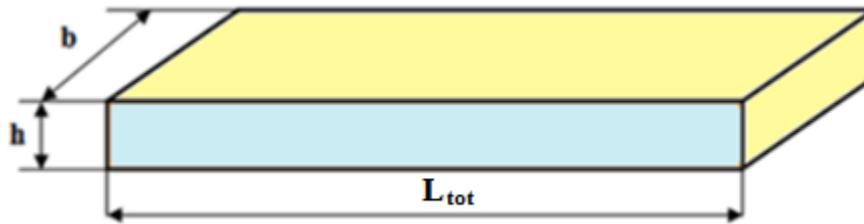
Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} L : \text{longueur de l'éprouvette.} \\ b : \text{largeur de l'éprouvette.} \\ h : \text{épaisseur de l'éprouvette.} \end{array} \right.$$

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

$$h_m = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 h_i \quad \text{IV.1}$$

$$b_m = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 b_i \quad \text{IV.2}$$



**Figure IV.4** : Géométrie des éprouvettes.

Les éprouvettes sont découpées des plaques élaborées à l'aide d'une scie à disque diamanté sous un jet d'eau pour éviter l'échauffement des bords. Un exemple d'échantillons finis est illustré sur la figure IV.5.



**Figure IV.5** : Echantillons finis utilisés pour les essais.

### IV.3 Caractérisation 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. Pour caractériser notre matériau nous avons utilisé l'essai de flexion trois point, et l'essai de choc Charpy.

#### IV.3.1 Essai de flexion trois points

Afin de déterminer les caractéristiques mécaniques de matériau de référence (lot A), nous avons recours à l'essai de flexion trois points. Cinq éprouvettes ont été testées dans chaque direction (longitudinale et transversale).

Nous nous intéressons à la détermination des propriétés mécaniques usuelles telles que le module d'élasticité  $E$ , la contrainte à la rupture  $\sigma_r$ , la déformation à la rupture  $\epsilon_r$ , la force maximale  $P_r$ , la flèche à la rupture  $f_r$ , ainsi qu'au profil du comportement du matériau.

### IV.3.1.1 Machine de flexion utilisée

Les essais de flexion ont été réalisés sur une machine de flexion de type IBERTEST (fig.IV.6). 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 200 MPa, accompagnée par des vitesses de chargement qui varient de 10 à 500 mm/min contrôlées automatiquement. Elle est constituée essentiellement d'une traverse inférieure fixe et d'une traverse supérieure mobile entraînée par deux vis sans fin, mis en rotation par un moteur électrique située dans le compartiment supérieur 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 projetés directement sur l'écran d'un ordinateur lié à la machine. Sur chacune des traverses se trouvent des mors permettant de fixer l'éprouvette.

Nous avons effectué des essais de flexion à une même vitesse qui est de 10 mm/min et à une température de 25°C.



Figure IV.6 : Machine et dispositif de flexion trois points

### IV.3.1.2 Résultat 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 :

$$\sigma = \frac{3PL}{2bh^2}$$

IV.3

$$\varepsilon = \frac{6hf}{L^2}$$

IV.4

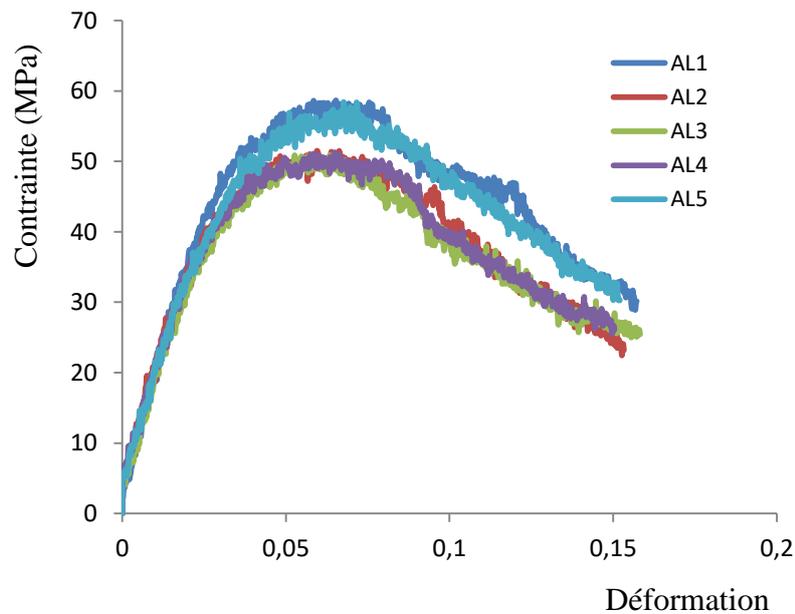
Avec :

- $\sigma$  : Contrainte normale (MPa)
- $\varepsilon$  : Déformation relative.
- $f$  : flèche (mm) mesurée au cours de l'essai pour chaque charge P(N).
- $L = 50$  mm : longueur entre appuis (mm)

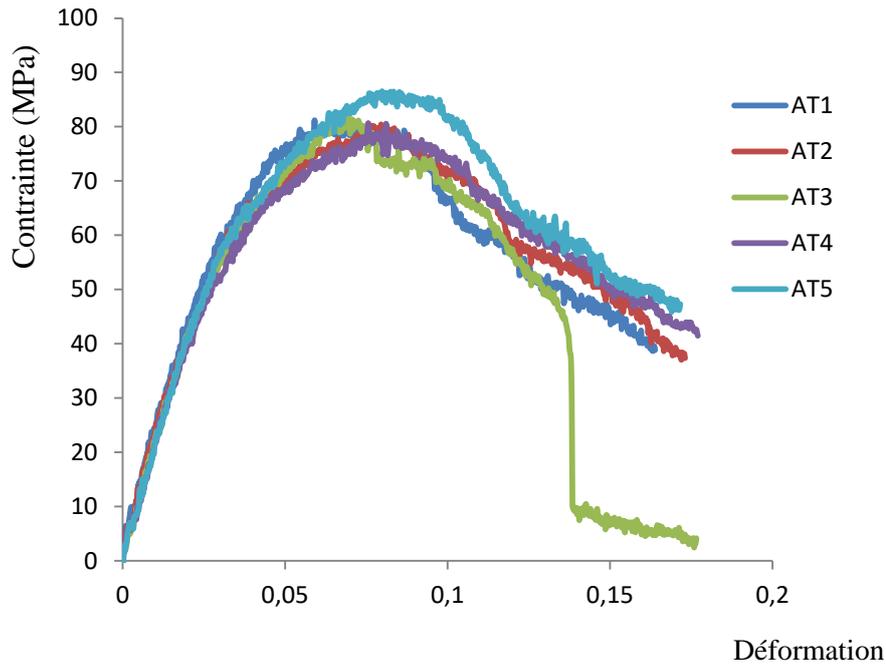
Le tableau IV.2 présente les dimensions des éprouvettes utilisées et les caractéristiques mécaniques intrinsèques. Pour la direction de l'éprouvette nous désignons : la direction longitudinale par « L » et la direction transversale par « T ».

Lots	b (mm)	h (mm)	$P_r$ (N)	$f_r$ (mm)	$\sigma_r$ (MPa)	$\varepsilon_r$	E (MPa)
AL	15.81	2.50	70.8	10,81	$54.15 \pm 4.01$	0.062	$1445 \pm 37$
AT	15,70	2,77	131,6	10,83	$82,09 \pm 2,52$	0,071	$1932 \pm 35$

**Tableau IV.2** : Caractéristiques mécaniques du lot A



**Figure IV.7** : Courbes contrainte/déformation du lot AL



**Figure IV.8 :** Courbes contrainte/déformation du lot AT

#### IV.3.1.3 Interprétation des résultats de l'essai de flexion

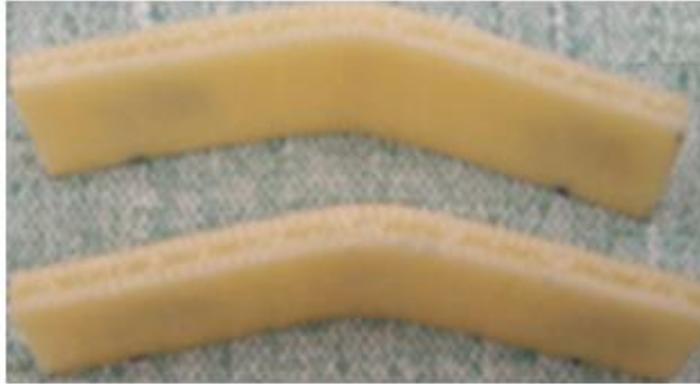
Comme le montre les figures IV.7 et IV.8 le comportement à rupture en flexion de composite de référence A, nous relevons que les courbes d'essais statiques de flexion trois points obtenues suivant les deux directions (longitudinale et transversale), nous permettent de distinguer trois zones ; une zone linéaire correspondant au comportement élastique du matériau, puis une deuxième non linéaire associée à l'apparition de la déformation plastique et une zone de rupture. Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot.

La résistance à la rupture est plus importante pour les lots d'éprouvettes transversales. Ce qui montre que la résistance à la rupture est dépendante de la direction de sollicitations. De même pour les modules d'élasticité, Cela est dû à l'architecture de tricot tubulaire des renforts utilisés.

Les modules de Young sont obtenus par la courbe de tendance de régression linéaire de la partie élastique.

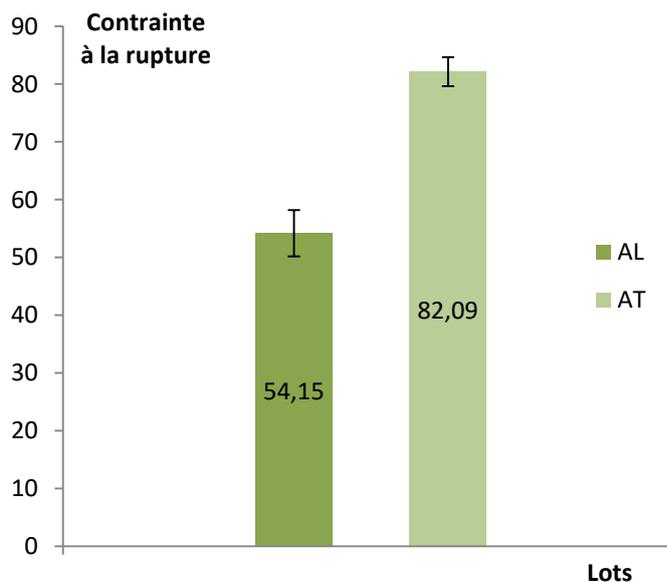
Au cours des essais de flexion trois points, nous obtenons des ruptures par courbure de l'échantillon (fig.9) qui correspondent à la rupture de la matrice (changement de couleur de la

zone endommagée), la rupture des fibres apparaît seulement sur quelques échantillons dans la partie sollicitée en traction (mode I).

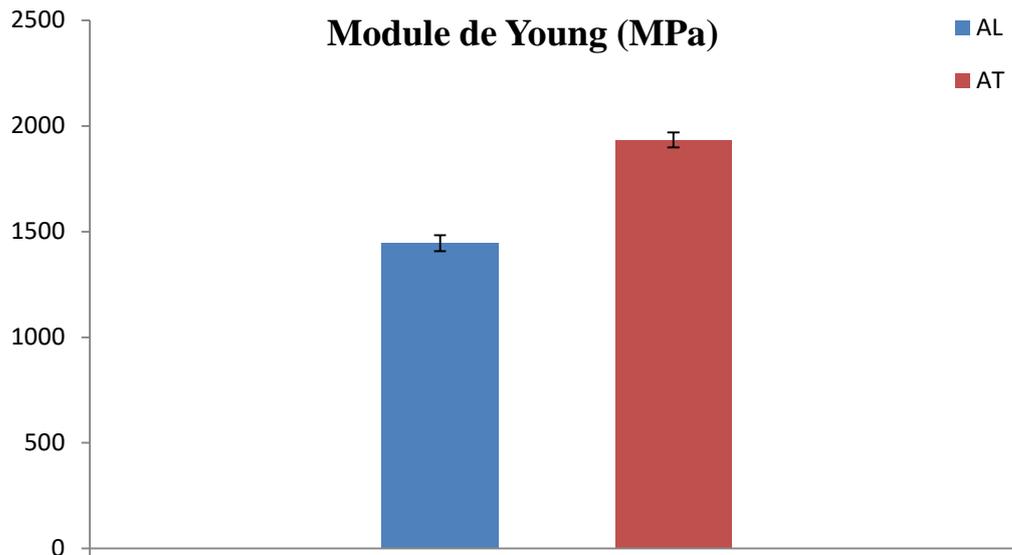


**Figure V.9 :** Eprouvettes rompues en flexion trois points.

Les résultats des contraintes à rupture obtenus en flexion sur les échantillons des lots A dans le sens longitudinal et transversal figure IV.10 montrent que la résistance à la rupture est dépendante de la direction. En effet le rapport entre la contrainte longitudinale et transversale est de 0,65. De même pour les modules d'élasticité figure IV.11, en faisant le rapport entre le module d'élasticité longitudinal et transversal, nous obtenons 0,74. Cela est dû à la structure du renfort tubulaire et au type de moulage (défauts existant dans le matériau). Cette divergence peut être due également à la distribution non uniforme des contraintes dans l'essai de flexion.



**Figure IV.10 :** Influence de l'anisotropie sur les contraintes à la rupture



**Figure IV.11** : Influence de l'anisotropie sur les modules d'élasticité

### IV.3.2 Essai de microdureté

La dureté a été définie comme résistance d'un matériau à la pénétration permanente par un autre matériau plus dur. La mesure est faite auprès de la dimension de l'empreinte laissée (surface ou profondeur) 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. La mesure de la microdureté est faite pour les lots utilisés en choc Charpy (lot D, E et F).

#### IV.3.2.1 Description et fonction

Les tests de microdureté ont été réalisés sur un appareil semi-automatique de type ZWICK ROELL ZHV (fig.IV.12). Ce microduremètre 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 (Knoop) à base rectangulaire avec un angle de  $172^{\circ}30'$  entre deux faces opposées et  $130^{\circ}$  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 est 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 seconds puis retirée automatiquement. Le microscope se repositionne sur l'empreinte et permet de mesurer, par déplacement des deux droites, les deux

diagonales de l’empreinte. L’appareil affiche les mesures effectuées et le programme calcul alors la valeur de la microdureté correspondante.



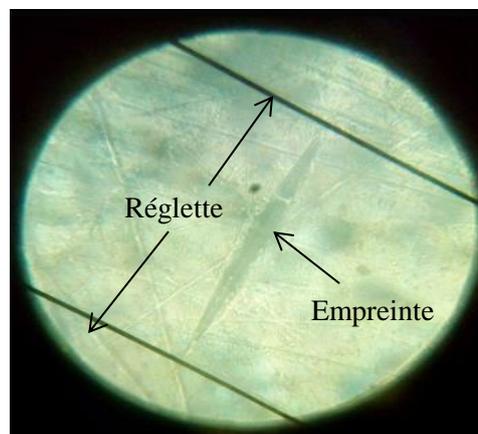
**Figure IV.12:** Duromètre utilisé.

La formule de calcul utilisée dans le programme de l’appareil est donnée par l’équation IV.5

$$HK = \frac{F}{d^2} \quad \text{IV.5}$$

#### IV.3.2.2 Résultats des essais de microdureté

Après avoir appliqué une charge de 0.025 Kg.f sur les différents échantillons, on localise la diagonale (fig.IV.13)  $d$  ( $\mu\text{m}$ ) et on actionne le programme pour nous donner la valeur de la dureté (HK).



**Figure IV.13 :** Empreinte Knoop

Les valeurs de la microdureté obtenues sont présentées dans le tableau IV.3

Lots		Valeurs de la dureté Knoop (HK à 0.025 Kg.f )				
		Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5
D	d(μm)	172,9	117,3	130,9	142,1	132,9
	HK	14	26	21	18	20
E	d(μm)	147,4	108,5	116,8	158,3	76,2
	HK	16	30	26	14	61
F	d(μm)	132	121,4	150,3	121,4	131,9
	HK	20	24	12	24	20

**Tableau IV.3** Résultats de l'essai de microdureté.

### IV.3.2.3 Interprétation des résultats

L'analyse des résultats nous permet de conclure que :

- Tous les matériaux présentent une dispersion de valeurs de la micro-dureté, 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 de fibres.
- La plus grande valeur de la microdureté enregistrée (61HK) est celle du lot E. Elle est due au fait que ce matériau contient seulement des fibres de verre qui sont plus rigide que la matrice et les fibres de polyamide.

### IV.3.3 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  $a_k$  donnée par la relation IV.6 :

$$a_k = \frac{U}{S} * 10^3 \quad (\text{KJ/m}^2) \quad \text{IV.6}$$

avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} a_k : \text{Résilience (KJ/m}^2\text{)} \\ U : \text{Energie absorbée (J)} \\ S : \text{Surface rompue (mm)} \end{array} \right.$$

### IV.3.3.1 Eprouvettes utilisées en choc

Les éprouvettes utilisées pour les essais de choc sont prismatiques ayant des entailles en « V » de  $45^\circ$  et de dimensions moyennes  $(60*10*h)$  mm<sup>3</sup> découpées à partir des plaques de stratifiés suivant deux directions (longitudinale et transversale) pour les lots D, E et F. Les entailles ont été réalisées au milieu de l'éprouvette sur une fraiseuse universelle en utilisant deux types de fraises, l'une avec un rayon au fond d'entaille de 0,25 mm et l'autre avec un rayon au fond d'entaille de 1 mm. La profondeur des entailles est de 2 mm pour toutes les éprouvettes. Cette profondeur est effectuée de façon à satisfaire la condition :  $0,2 < a/h < 0,8$ .

avec : h et a sont respectivement l'épaisseur de l'éprouvette et la profondeur de l'entaille.

La longueur entre appuis est prise égale à 40 mm.

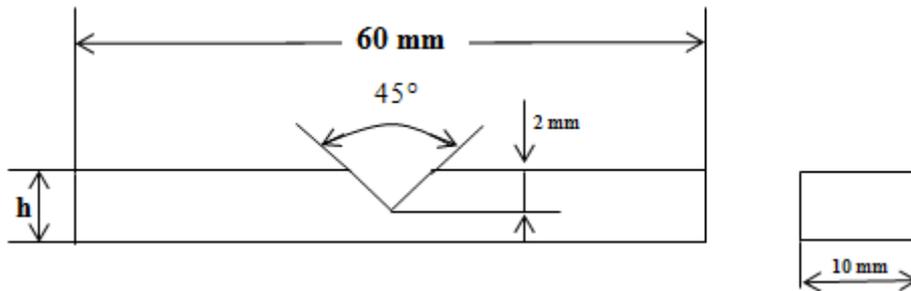


Figure IV.14 : Eprouvette entaillée utilisée en choc.

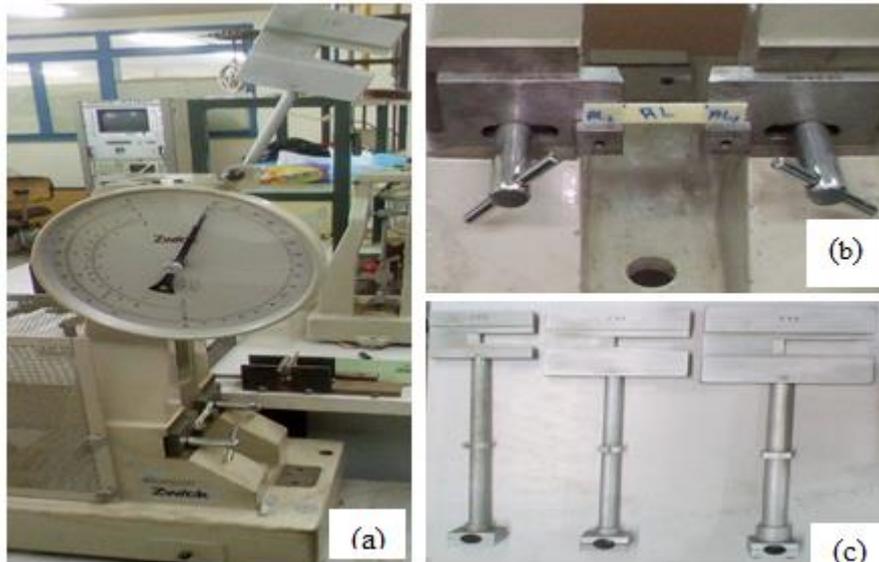
Nous avons aussi effectué des essais Charpy sur des éprouvettes non entaillées pour le matériau de référence (lot A), en utilisant des dimensions de  $(80*15*h)$  mm<sup>3</sup>.

### IV.3.3.2 Mouton pendule utilisé

Les essais de résilience ont été réalisés au niveau de laboratoire mécanique de l'entreprise nationale d'électro industrie ENEL, le laboratoire utilise le mouton pendule Zwick 5101 qui 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 ISO 179-1 :2010 [44].

### IV.3.3.3 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 côtes (fig.IV.15). 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 interchangeable.



**Figure IV.15 :** a) Mouton pendule, b) Emplacement de l'éprouvette, c) Différentes masses

Pour bien mener l'expérience et l'obtention de résultats précis, on utilise des outils de guidages et de centrages de l'échantillon sur le bâti de la machine Zwick 5010 (fig.IV.16). Ces outils ont une grande importance, en outre, elles nous permettent de positionner l'entaille de l'éprouvette au milieu de vide entre appui du bâti, c'est-à-dire sur le même plan du massif tombant.



**Figure IV.16 :** Outils de guidage

#### IV.3.3.4 Données techniques du mouton pendule: 610-023-009

Les caractéristiques et les données techniques du mouton pendule Charpy utilisée sont :

- Numéro du modèle : Zwick 5101.
- Capacité de travail : 0...500/250/150/75 kpcm
- Valeurs unitaires : 0,2/0,1/0,005 Joule.
- Lecture : Cardan segmente 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 : (L\*1\*h) 440\*320\*900 mm
- Poids Brut env. : 150 kg.
- Dispositif de climatisation pour les essais Charpy :
  - Domain 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.

#### IV.3.3.5 Résultats et analyses des essais de choc

Les essais de choc sont effectués en variant trois paramètres :

- L'énergie d'impact : 7.5 J, 15 J, 25J pour le lot A.
- Le rayon en fonds d'entaille : 0.25 mm, 1 mm pour les lots D, E et F.
- La direction de découpe des échantillons : sens longitudinale (L) et transversale (T).

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 discuter en utilisant des examens macroscopique visuelle des mécanismes d'endommagements, et ils seront approfondie par des observations à l'échelle microscopique au MEB.

##### IV.3.3.5.1 Résultats du lot de référence (lot A)

Le premier lot testé est préalablement le lot A. Il est composé de six plis [2p 2v 2p], les éprouvettes ont été découpées suivant les deux directions principales de renfort. Pour chaque niveau d'énergie, nous avons testé dix éprouvettes. Les résultats obtenus sont donnés dans le tableau IV.4.

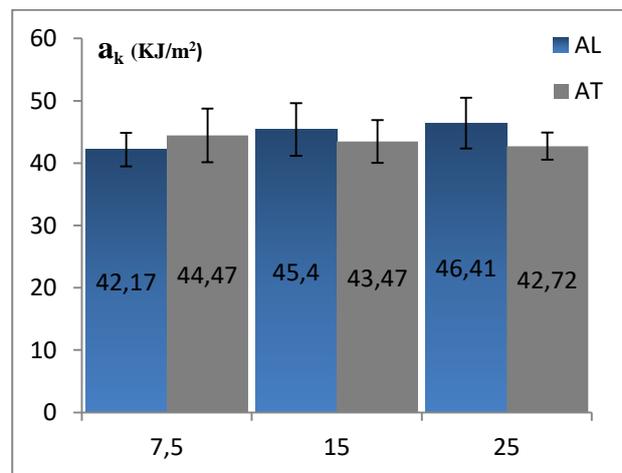
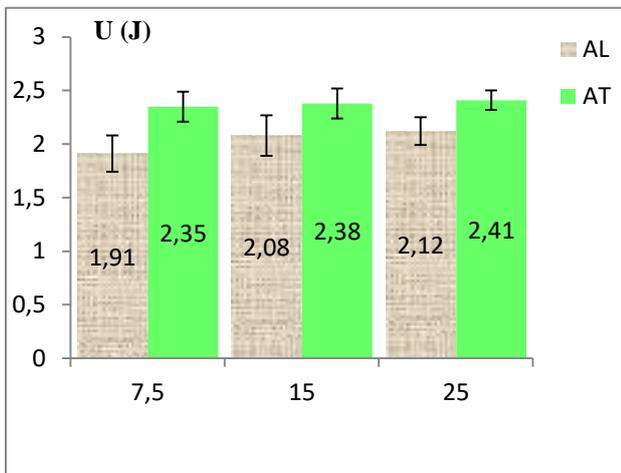
Lots	AL			AT		
	7,5	15	25	7,5	15	25
$E_{imp}$ (J)	7,5	15	25	7,5	15	25
b (mm)	15,24	15,01	14,85	15,20	15,36	15,34
h (mm)	3,37	3,05	2,99	3,49	3,57	3,68
b.h (mm <sup>2</sup> )	45,29	45,85	44,42	53,06	54,86	56,56
U (J)	<b>1,91 ± 0,17</b>	<b>2,08 ± 0,19</b>	<b>2,12 ± 0,13</b>	<b>2,35 ± 0,14</b>	<b>2,38 ± 0,14</b>	<b>2,41 ± 0,08</b>
$a_k$ (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>42,17 ± 2,71</b>	<b>45,40 ± 4,22</b>	<b>46,41 ± 4,07</b>	<b>44,47 ± 4,30</b>	<b>43,58 ± 3,44</b>	<b>42,72 ± 2,17</b>

Tableau IV.4 : Résilience et énergie de rupture du lot A

### ❖ Analyse des résultats du lot A

D'après les résultats du tableau IV.4 et de la figure IV.17, nous constatons que les valeurs de l'énergie absorbée des éprouvettes découpées dans la direction transversale sont plus grandes que celles découpées dans la direction longitudinale. L'énergie absorbée augmente en fonction de l'énergie d'impact. L'énergie d'impact n'a pas d'effet notable sur la résilience (fig. IV.18).

Nous remarquons aussi que l'énergie totale perdue par le marteau augmente avec l'augmentation des surfaces rompues ce qui prouve que la rupture est un phénomène consommateur d'énergie.

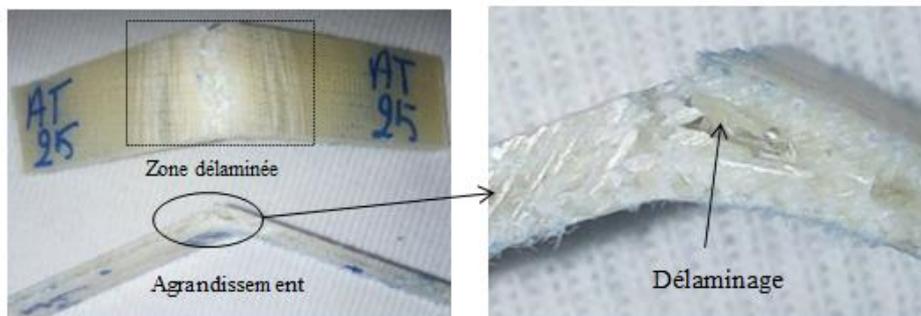


**Figure IV.17** : Energie absorbée en fonction de l'énergie d'impact.

**Figure IV.18** : Résilience en fonction de l'énergie d'impact.

### ❖ Observation de faciès de rupture à l'échelle macroscopique

Le mode d'endommagement engendré après l'essai de choc sur les éprouvettes du lot A est représenté sur la figure IV.19. L'endommagement se caractérise par rupture de matrice, rupture de fibres et d'important délaminage. Ce mode de rupture est observé sur les éprouvettes découpées dans les deux directions principales du renfort.



**Figure IV.19** : Faciès de rupture d'éprouvette du lot A.

## IV.3.3.5.2 Résultats du lot E (21 Plis de verre)

Lots	EL			
	0,25		1	
R (mm)				
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,44	10,46	10,6	10,46
h (mm)	6,47	6,53	6,18	5,84
b.h (mm <sup>2</sup> )	67,54	68,30	65,50	61,08
U (J)	<b>3,77 ± 0,26</b>	<b>3,93 ± 0,16</b>	<b>3,63 ± 0,27</b>	<b>3,81 ± 0,33</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>55,92 ± 4,57</b>	<b>57,73 ± 5,00</b>	<b>54,65 ± 2,87</b>	<b>59,92 ± 4,35</b>

Tableau IV.5 : Caractéristiques de choc Charpy du lot EL

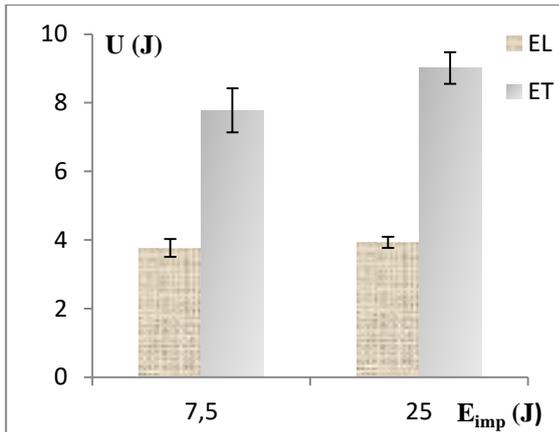
Lot	ET			
	0,25		1	
R (mm)				
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,64	10,57	10,67	10,45
h (mm)	6,9	6,964	6,36	6,09
b.h (mm <sup>2</sup> )	73,41	73,60	67,93	63,64
U (J)	<b>7,78 ± 0,64</b>	<b>9,01 ± 0,46</b>	<b>6,87 ± 0,60</b>	<b>7,60 ± 0,67</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>105,98 ± 4,54</b>	<b>130,18 ± 6,26</b>	<b>101,13 ± 8,55</b>	<b>113,37 ± 7,71</b>

Tableau IV.6 : Caractéristiques de choc Charpy du lot ET

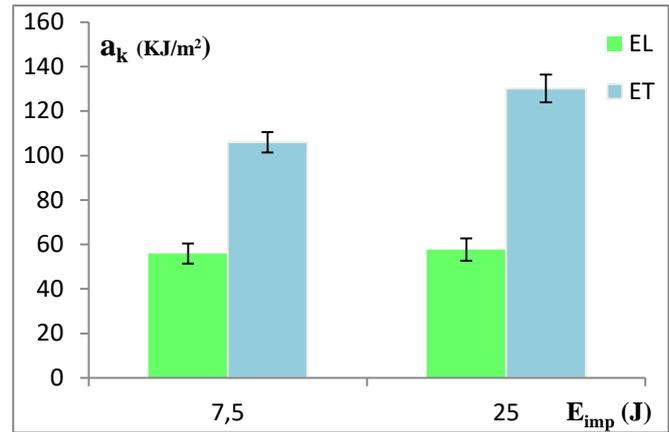
## ❖ Analyse des résultats du lot E

## • Effet de l'anisotropie

D'après la figure IV.20, nous remarquons que l'énergie dissipée par choc des éprouvettes découpées dans la direction transversale est plus importante que celles découpées dans la direction longitudinale. De même pour les valeurs de résilience figure IV.21. Ceci est dû à l'architecture de renfort de verre qui est fait de manière à supporter des sollicitations importantes dans le sens transversale. Les deux faibles énergies d'impact utilisées n'ont pas donnés d'effet remarquable sur les énergies de rupture des éprouvettes.



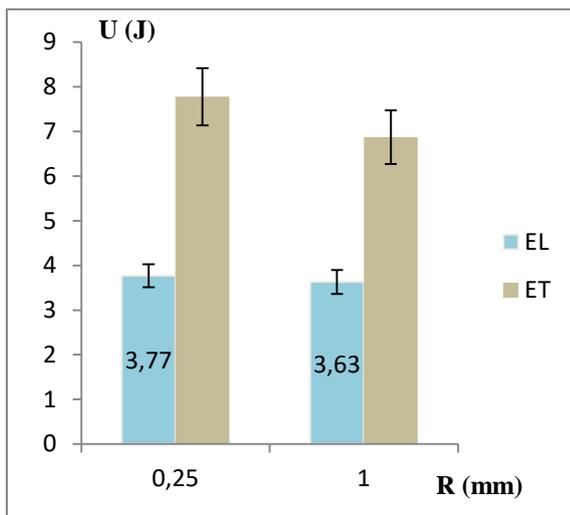
**Figure IV.20** : Variation de l'énergie absorbée en fonction de la direction des renforts



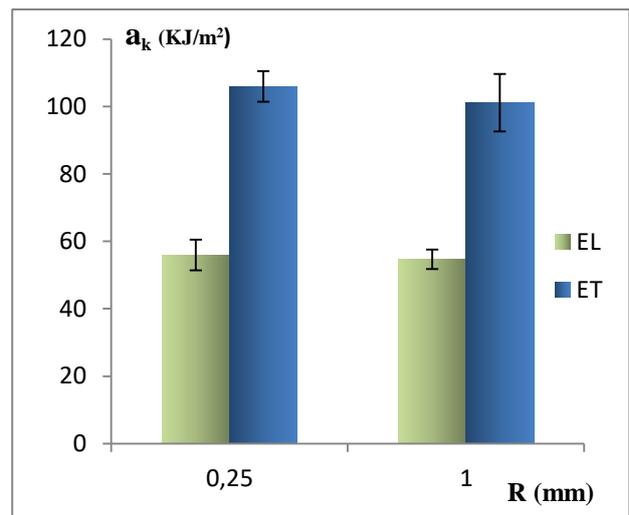
**Figure IV.21** : Variation de la résilience en fonction de la direction des renforts

- **Effet de la variation du rayon au fond d'entaille**

Les résultats des essais de chocs relatifs à l'effet du rayon au fond d'entaille sont présentés par les figures IV.22, IV.23. Les dimensions de rayon au fond l'entaille utilisées n'ont pas d'effet remarquable sur le comportement de structures stratifiées soumises aux chocs. En effet, on remarque que l'énergie de rupture critique pour les éprouvettes découpées dans la direction transversale est légèrement supérieure à celle découpées dans la direction longitudinale pour le rayon de 1 mm. Ceci est probablement dû au fait qu'un grand rayon fragilise d'avantage localement le matériau en terme de rupture de fibre ou de la matrice combiné à des micro-délaminages.



**Figure IV.22** : Energie absorbée en fonction du rayon au fond d'entaille.



**Figure IV.23** : Résilience en fonction du rayon au fond d'entaille.

### ❖ Observation à l'échelle macroscopique de faciès de rupture

Le mode d'endommagement engendré après l'essai de choc sur les éprouvettes du lot E (fig.IV.24) est le mode d'ouverture (mode I). L'endommagement se caractérise par rupture de la matrice, suivi de rupture de fibres qui possèdent une résistance plus élevée que la matrice. Ce mode de rupture est observé sur les éprouvettes découpées dans les deux directions principales du renfort. Le mode I est le mode d'endommagement le plus fréquent et dangereux pour les matériaux. La rupture est donc le résultat d'une forte sollicitation dans l'axe des fibres sollicitées en traction.

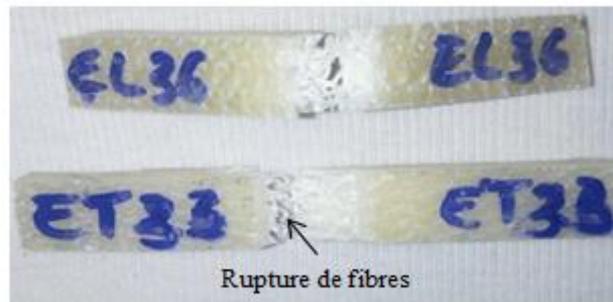


Figure IV.24 : Faciès de rupture du lot E

#### IV.3.3.5.3 Résultats du lot F (18 Plis de Perlon)

Lots	FL			
	0,25		1	
R (mm)	0,25		1	
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,57	10,58	10,45	10,38
h (mm)	4,68	4,38	4,55	4,9
b.h (mm <sup>2</sup> )	49,46	46,34	47,54	50,86
U (J)	<b>1,57 ± 0,13</b>	<b>1,61 ± 0,14</b>	<b>1,48 ± 0,09</b>	<b>1,40 ± 0,11</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>33,08 ± 2,74</b>	<b>35,61 ± 2,99</b>	<b>28,89 ± 1,42</b>	<b>27,50 ± 1,98</b>

Tableau IV.7 : Caractéristiques de choc Charpy du lot FL

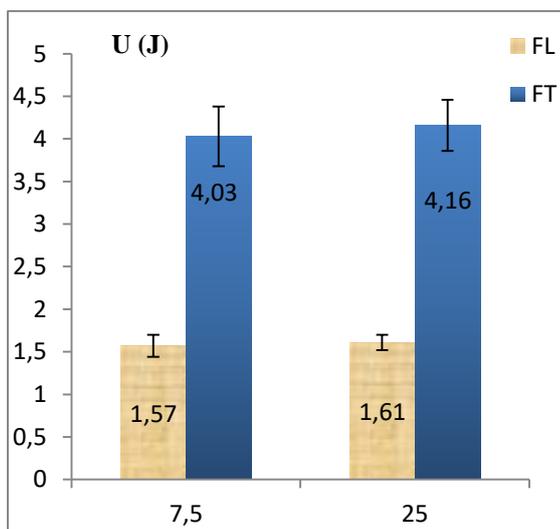
Lot	FT			
	0,25		1	
R (mm)	0,25		1	
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,58	10,55	10,55	10,5
h (mm)	5,72	5,4	5,38	5,55
b.h (mm <sup>2</sup> )	60,51	56,97	56,75	58,27
U (J)	<b>4,03 ± 0,35</b>	<b>4,16 ± 0,37</b>	<b>3,70 ± 0,30</b>	<b>3,75 ± 0,25</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>66,87 ± 6,59</b>	<b>71,40 ± 6,22</b>	<b>60,01 ± 5,64</b>	<b>62,25 ± 4,17</b>

Tableau IV.8 : Caractéristiques de choc Charpy du lot FT

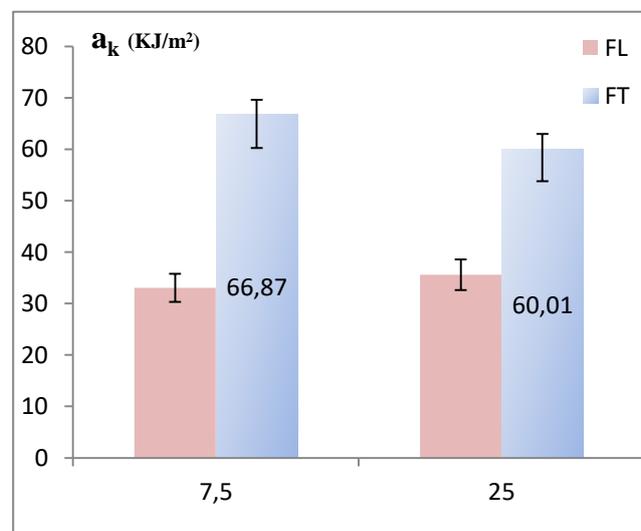
### ❖ Analyse des résultats du lot F

#### • Effet de l'anisotropie

D'après les histogrammes des figures IV.25 et IV.26, nous remarquons que les valeurs de l'énergie absorbée et de résilience des éprouvettes découpées dans la direction transversale sont plus que le doubles que celles découpées dans la direction longitudinale. L'énergie d'impact n'a pas d'effet notable sur l'énergie dissipée par la rupture des échantillons, par contre une légère différence (8%) est observée sur les valeurs de la résilience pour les éprouvettes découpées dans le sens transversal (FT).



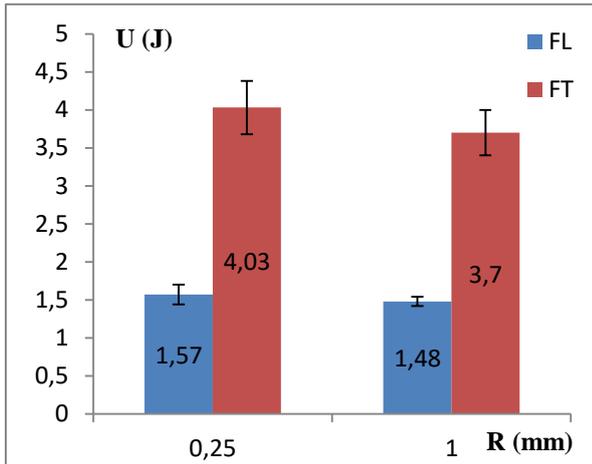
**Figure IV. 25 :** Energie absorbée en fonction de l'énergie d'impact.



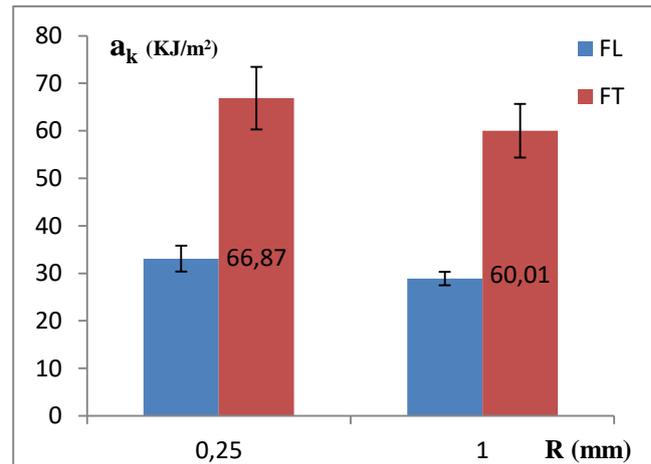
**Figure IV.26 :** Résilience en fonction de l'énergie d'impact.

#### • Effet du rayon au fond d'entaille

Les figures IV.27 et IV.28, présentent l'effet de la variation du rayon au fond d'entaille pour le lot F (matériau avec renfort en Perlon seul). Nous constatons une diminution de 9 % de l'énergie absorbée pour le lot FL et FT, pour une augmentation de rayon de 0,25 mm à 1 mm. De même, la résistance aux chocs des éprouvettes avec un rayon au fond d'entaille de 0.25 mm est supérieure à celles avec le rayon au fond d'entaille de 1m (un rapport de 9% aussi). Par contre, un effet notable (jusqu'à 60%) est observé concernant les caractéristiques au choc pour les éprouvettes découpées dans le sens longitudinal et transversal.



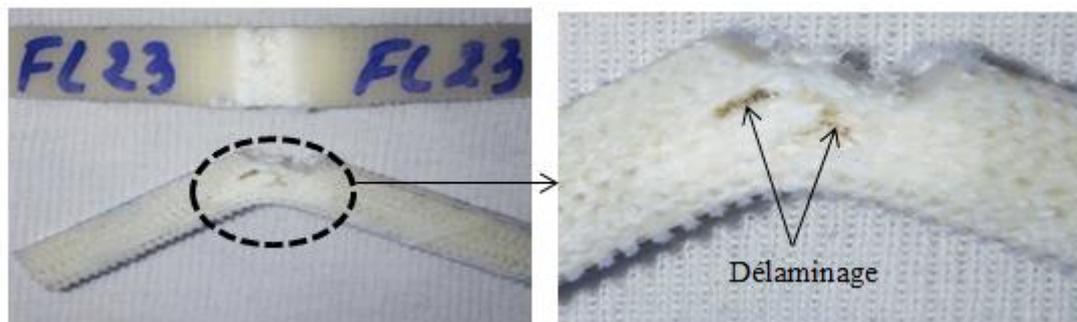
**Figure IV.27 :** Effet du rayon au fond d'entaille sur l'énergie absorbée.



**Figure.28 :** Effet du rayon au fond d'entaille sur la résilience.

#### ❖ Observation à l'échelle macroscopique de faciès de rupture

L'observation macroscopique de faciès de rupture du lot FL (fig.IV.29), nous montre un endommagement qui se traduit par la rupture de la matrice, le délaminage et rupture de fibres. Un changement de couleur est également observé, ce changement de couleur est dû à la rupture de la matrice et au délaminage intérieur. Pour le lot FT, nous n'avons pas observé le délaminage, l'endommagement se fait par rupture de matrice et rupture de fibres (fig.IV.30).



**Figure IV.29 :** Faciès de rupture du lot FL.



**Figure IV.30 :** Faciès de rupture du lot FT

## IV.3.3.5.4 Résultats du lot D (2P 2V2P2V...jusqu'à 18 plis)

Lots	DL			
	0,25		1	
R (mm)				
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,51	10,55	10,53	10,48
h (mm)	5,8	5,47	5,58	5,81
b.h (mm <sup>2</sup> )	60,95	57,70	58,75	60,88
U (J)	<b>3,07 ± 0,28</b>	<b>3,50 ± 0,29</b>	<b>2,21 ± 0,16</b>	<b>3 ± 0,26</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>51,98 ± 4,31</b>	<b>65,47 ± 5,48</b>	<b>38,01 ± 3,61</b>	<b>46,28 ± 4,53</b>

Tableau IV.9 : Caractéristiques de choc Charpy du lot DL

Lot	DT			
	0,25		1	
R (mm)				
E (J)	7,5	25	7,5	25
b (mm)	10,58	10,65	10,59	10,35
h (mm)	4,88	4,57	4,85	4,73
b.h (mm <sup>2</sup> )	51,63	48,67	51,46	48,95
U (J)	<b>4,15 ± 0,25</b>	<b>3,77 ± 0,28</b>	<b>3,11 ± 0,11</b>	<b>3,5 ± 0,13</b>
a <sub>k</sub> (KJ/m <sup>2</sup> )	<b>68,93 ± 6,89</b>	<b>74,56 ± 4,75</b>	<b>60,47 ± 3,02</b>	<b>71,53 ± 1,94</b>

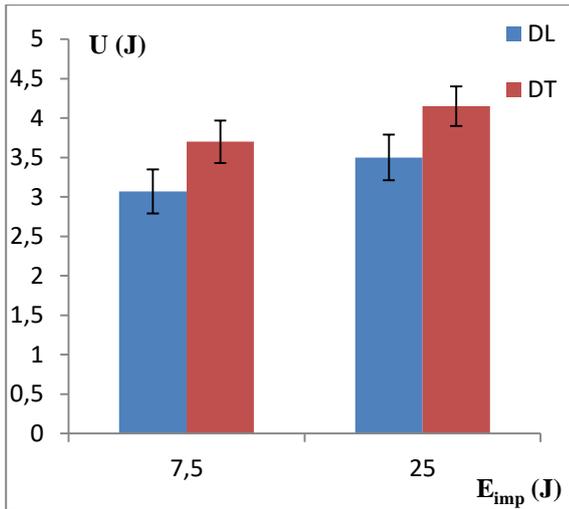
Tableau IV.10 : Caractéristiques de choc Charpy du lot DT

## ❖ Analyse des résultats du lot D

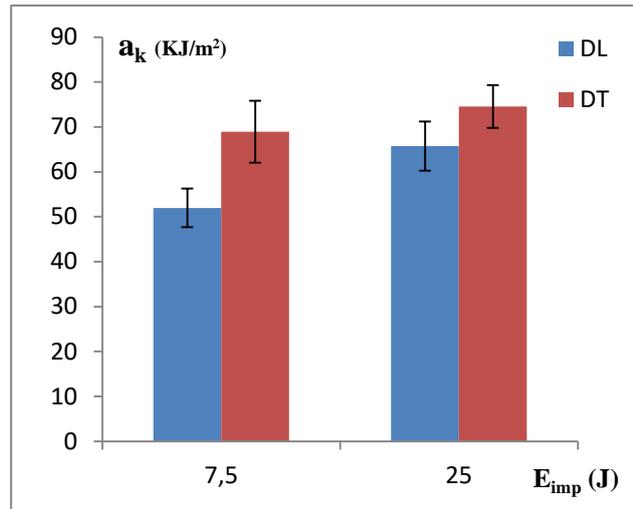
## • Effet de l'anisotropie

D'après la figure IV.31, nous remarquons que le rapport de l'énergie dissipée par choc des éprouvettes découpées dans la direction longitudinale et celles découpées dans la direction transversale varie entre 9% à 29%, et de 13% à 38% pour les valeurs de résilience figure IV.32. Ceci est dû à l'architecture des renforts de verre et de perlon.

Nous constatons aussi une augmentation de même pourcentage cité précédemment de l'énergie absorbée et de résilience avec l'augmentation de l'énergie d'impact. L'augmentation de l'énergie d'impact conduit à un endommagement plus important en terme de création de nouvelles surfaces, d'où l'augmentation de l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes.



**Figure IV.31** : Energie absorbée en fonction de l'énergie d'impact.

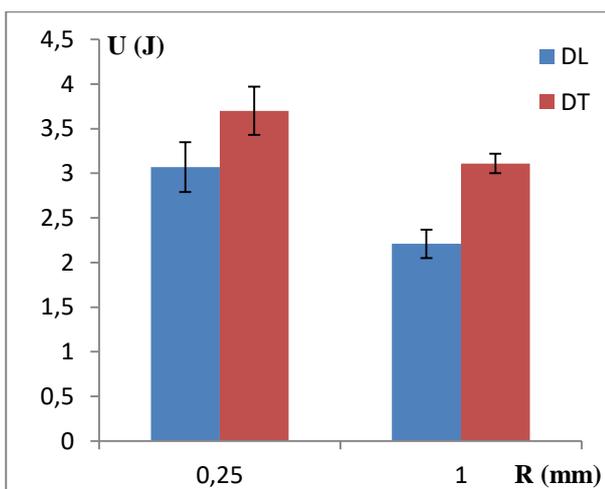


**Figure IV.32** : Résilience en fonction de l'énergie d'impact.

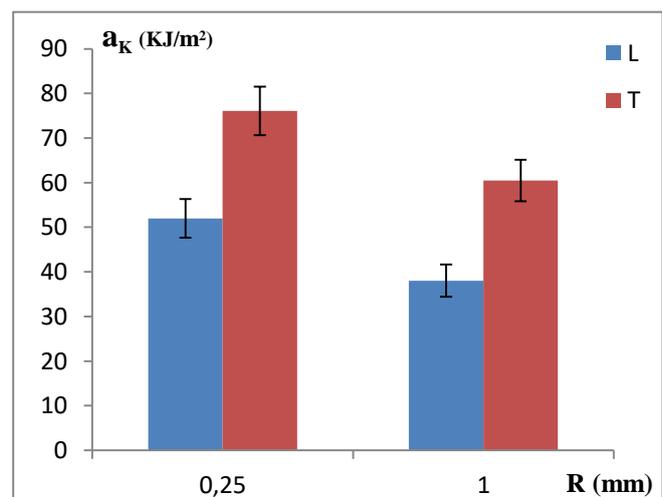
- **Effet du rayon en fond d'entaille**

Les histogrammes des figures IV.33 et IV.34, nous montrent une comparaison des énergies absorbées et des résiliences pour les rayons au fond d'entaille utilisés (0,25 et 1 mm). Nous constatons une diminution de l'énergie absorbée et de la résistance au choc du matériau D pour une augmentation de rayon en fond d'entaille à 1mm. Cette diminution est observée sur les échantillons découpée dans les deux directions (longitudinale et transversale).

En effet, l'augmentation de rayon au fond d'entaille fragilise localement le stratifié avant même d'appliquer un chargement.



**Figure IV.33** : Variation de l'énergie absorbée en Fonction du rayon au fond d'entaille



**Figure IV.34** : Variation de la résilience en fonction du rayon au fond d'entaille

### ❖ Observation à l'échelle macroscopique du faciès de rupture

Le mode d'endommagement engendré après l'essai de choc sur les éprouvettes du lot D (fig.IV.35) est le mode mixte (mode I et mode II). L'endommagement se caractérise par rupture de la matrice, rupture de fibres et de délaminage. Ce mode de rupture est observé sur les éprouvettes découpées dans les deux directions principales du renfort. La rupture est localisée sur une zone endommagée qui change de couleur par rapport à l'état initial des échantillons.

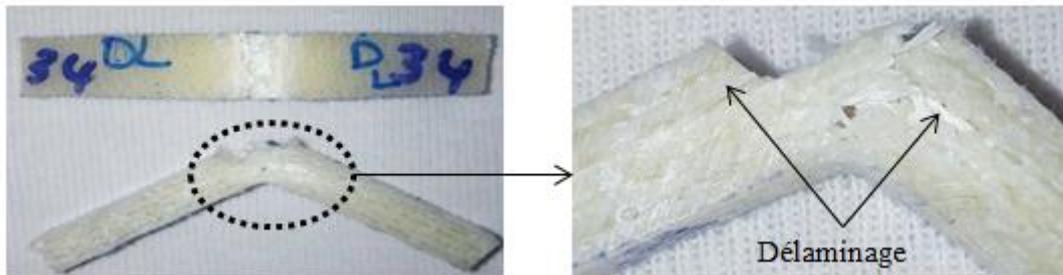


Figure.35 : Faciès de rupture du lot D

#### IV.3.3.5.5 Comparaison selon le type de composite

D'après la figure IV.36, nous constatons que les valeurs des énergies de rupture (absorbées) des éprouvettes découpées dans la direction longitudinale sont plus importantes que celle découpées dans la direction transversale pour tous les lots (lot E, D et F). La plus grande valeur de l'énergie absorbée par la rupture des échantillons est observée pour le lot E qui contient que des fibres de verre suivi de matériau hybride D et en fin le lot F qui contient que du perlon.

Le rapport de l'énergie de rupture dans le sens longitudinal et transversal pour les trois lots présente une dispersion qui 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 de l'entaille initial est qui sont différents d'une éprouvette à une autre.

La comparaison de la résistance au choc Charpy (résilience) des lots E, D et F sont présentés sur la figure IV.37. De même, nous avons constaté que les caractéristiques moyennes de choc déterminées dans le sens transversal sont près de deux fois plus importante que celle des éprouvettes découpées dans le sens longitudinal. Le lot ET présente la plus grande valeur de résistance au choc.

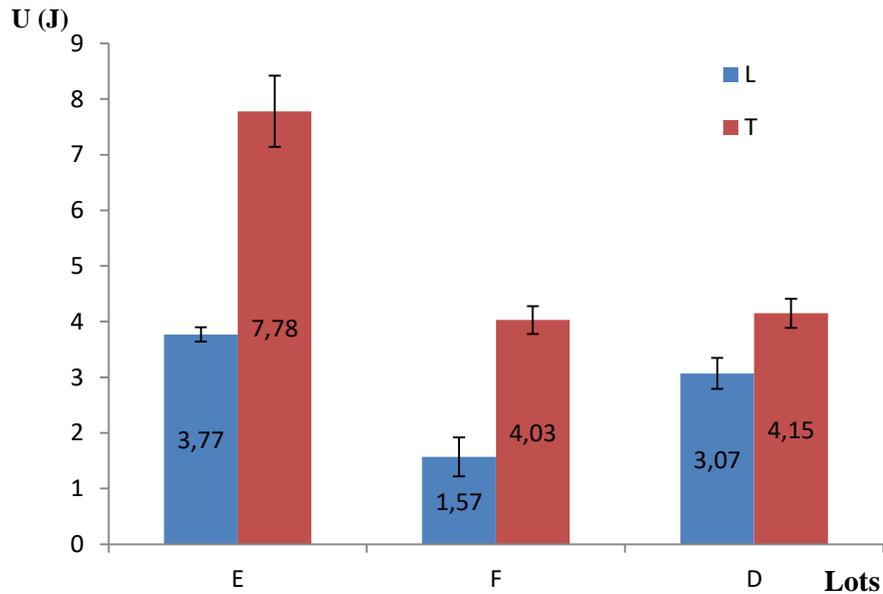


Figure IV.36 : Energie absorbée pour les différents lots pour  $R = 0,25$  mm.

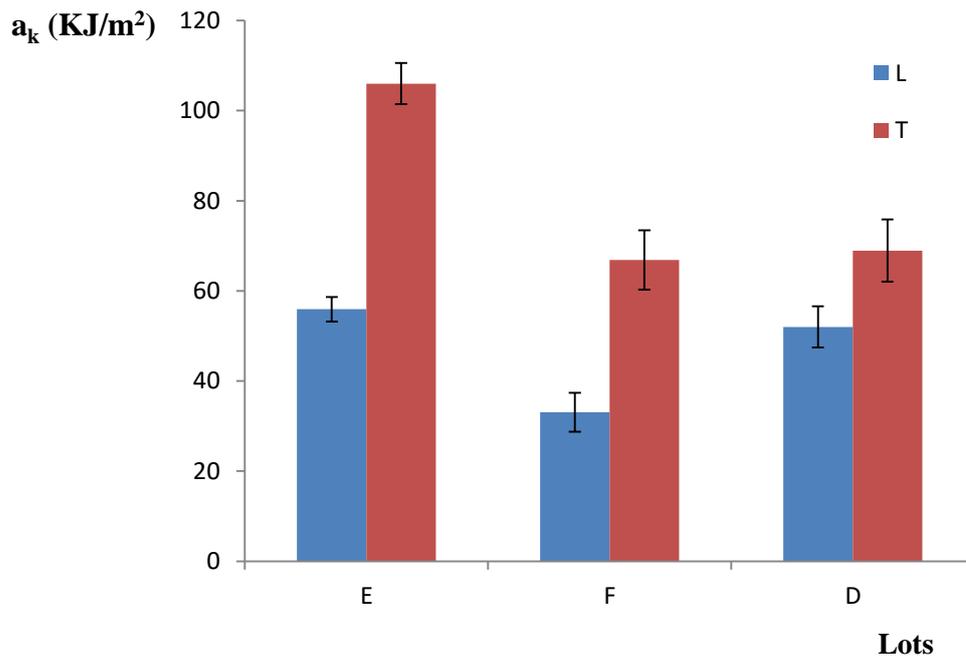


Figure IV.37 : Résilience des différents lots pour  $R = 0,25$  mm.

#### IV.3.3.6 Observation des facies de rupture

Les faciès de rupture des éprouvettes des lots D, E, et F soumises au choc ont été observées au microscope électronique à balayage (MEB) (fig.IV.38) fonctionnant en mode environnemental. L'appareil utilisé est de type Philips ESEM XL 30. La tension d'accélération des électrons est de 10 à 20 kV en mode environnemental sous atmosphère d'azote à 0,8 torr.

Le détecteur utilisé est celui des électrons secondaires (éjectés des couches superficielles de l'échantillon). Les échantillons rompus ont été observés dans les deux directions : longitudinale et transversale.



**Figure IV.38** : Microscope électronique à balayage

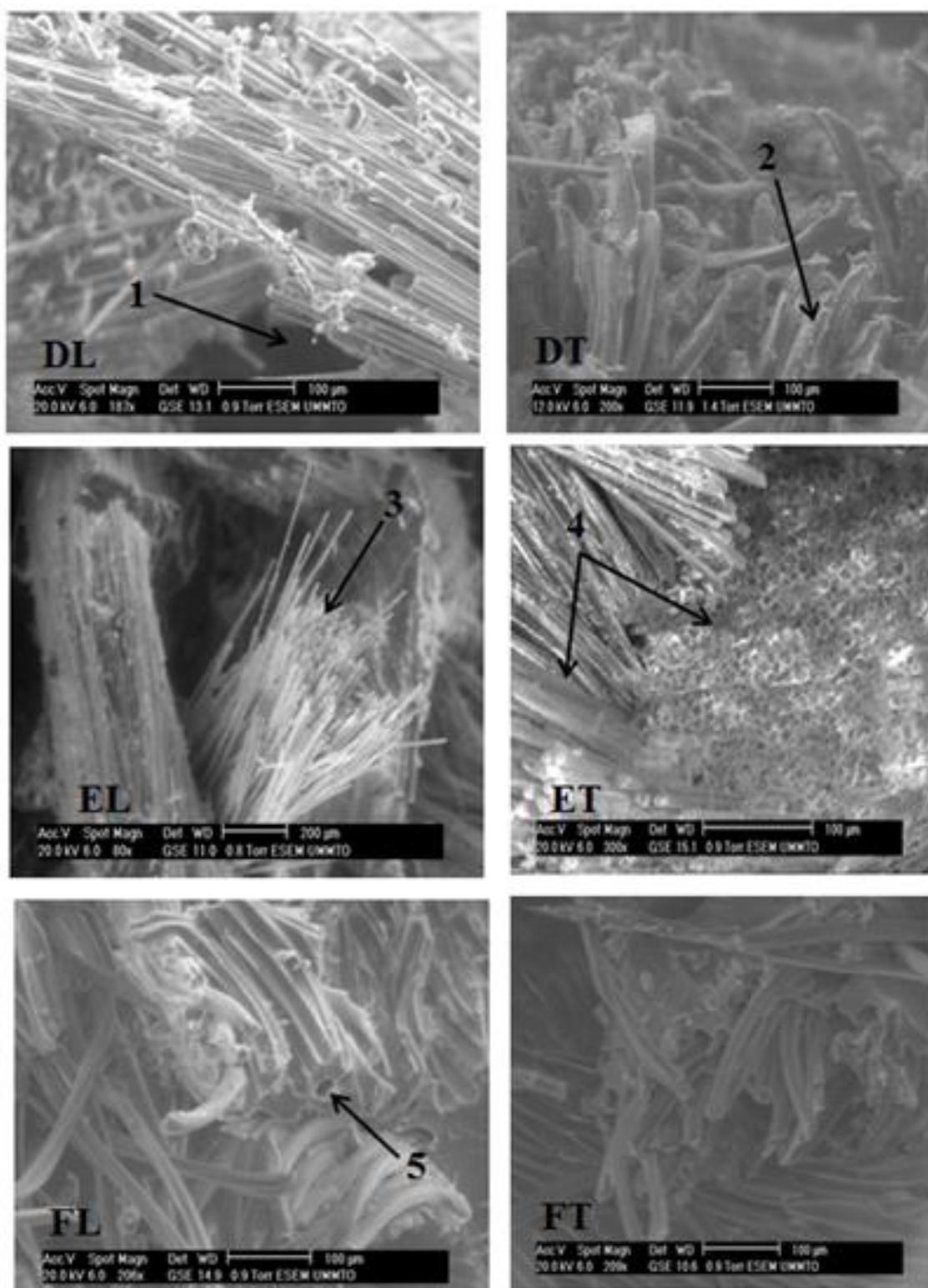
#### ❖ Résultats de l'observation au MEB des échantillons soumis au choc

L'observation au MEB des éprouvettes avec le rayon au fond d'entaille de 0.25 mm et 1mm ont été quasiment identique, le même résultat a été constaté pour la variation de l'énergie d'impact. Pour cela, nous avons choisi l'entaille de 0.25 mm et l'énergie d'impact de 7.5 J pour résumer les résultats donnés par l'observation au MEB.

Une rupture totale de l'éprouvette est observée lorsque le couteau impacteur sépare cette dernière en deux morceaux distincts au cours du choc. Les stratifiés ayant la même structure de renfort présentent typiquement les mêmes profils de rupture.

Les figures IV.39, montre les caractéristiques de défaillance typiques observées sur les composites sur la face opposée à l'impact et dans la région endommagée des lots E ,D et F dans le sens longitudinal et transversal. La flexion de l'éprouvette induit exclusivement des ruptures locales de fibres en traction avec « pull-out » : l'une des deux moitiés de l'éprouvette rompue laisse apparaître des morceaux de fibres déchaussées de l'autre moitié et inversement.

Ces stratifiés présentent aussi des ruptures de fibres en pull-out. Mais en plus, des ruptures de type cisaillement interlaminaire conduisent à la formation de délaminages traversant. Ces derniers sont caractérisés par les fortes énergies de rupture enregistrées.



**Figure IV.39 :** Observation au MEB de faciès de rupture des échantillons.

(1: Délaminage, 2 débris de résine, 3 rupture de fibres, 4 rupture par cascade des fibres, 5 trou après arrachement de la fibre)

Afin d'interpréter les faciès de rupture des éprouvettes sollicitées mécaniquement, il est judicieux de s'intéresser tout d'abord à la structure du renfort réalisé sous forme de « tricot » et ce pour des raisons purement technique et aussi pour répondre correctement à l'application visée, à savoir, la mise en œuvre d'une articulation associée à un être humain.

En effet, en sollicitant mécaniquement ce renfort « très particulier » nous découvrons qu'il est fabriqué de manière à répondre dans plusieurs directions. Toutefois, deux directions privilégiées sont matérialisées. Il s'agit de la direction « longitudinale » et « transversale » qui ont fait, par ailleurs, l'objet de ce travail.

Les courbes contraintes-déformations associées aux composites avec renfort tricot présentent un plateau élastoplastique. En réalité, ce comportement élastoplastique est associé au mode de reconstitution de l'architecture du tricot dont les fibres sollicitées ne représentent qu'un seul jet très réduit. Cet ensemble de fibres est associé à la direction privilégiée concernée. Ainsi, l'analyse morphologique des différents faciès de rupture montre clairement le mode de rupture par cascade des différents jets de fibres. En effet, les différents jets de fibres associées à différentes directions se cassent en des temps différents et aussi à des niveaux différents (faciès de l'éprouvette ET). Aussi, il y a lieu de signaler que certains jets ne sont aucunement sollicités mécaniquement et par conséquent ils apparaissent intacts sur les micrographies MEB (faciès de l'éprouvette EL).

#### IV.4 Conclusion

- L'essai de flexion nous a permis de déterminer les caractéristiques mécaniques intrinsèques de nos matériaux et de mettre en évidence l'effet de sens d'orientation des renforts (longitudinal et transversal).
- Les essais Charpy à faible énergie d'impact ont permis de montrer que l'énergie d'impact et les rayons au fond d'entaille utilisés n'ont pas d'effet notable sur l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes et la résistance au choc.
- Les essais effectués présentent parfois des dispersions des caractéristiques intrinsèques des matériaux. Elles sont dues au mode d'élaboration des éprouvettes et à l'architecture des types de renfort utilisés pour les différentes stratifications. Ces propriétés mécaniques varient selon le nombre de couches et leur disposition ainsi que le sens d'orientation des renforts.
- L'analyse au microscope des faciès de rupture des différents jets de fibres associés à différentes directions dans les matériaux se cassent en des temps différents et à des niveaux différents.

# Conclusion générale

Dans le but d'apporter des éléments de réponses au comportement de matériaux composites soumis à des sollicitations dynamique, nous avons effectué une étude de caractérisation mécanique d'un stratifié hybride. Cette étude nous a permis en premier lieu, la mise au point d'une méthodologie de caractérisation en flexion trois point de matériaux composites à matrice organique. La réponse de ces composites suite à la propagation de fissures a été mis en évidence à travers des essais de chocs Charpy. Ainsi, les mécanismes d'endommagement engendrés sont discuter et analyser.

Le dépouillement des résultats des essais de flexion trois point, nous permet d'accéder aux caractéristiques intrinsèques des matériaux. Les propriétés mécaniques varient selon le sens d'orientation des renforts. Au cours des essais statiques. Nous obtenons des ruptures en traction pour le matériau de référence suivi de fléchissement des éprouvettes. Les résultats des contraintes à rupture obtenus en flexion sur les éprouvettes testées dans la direction transversale sont plus importants que celle trouvées suivant la direction longitudinale, ce qui montre que la résistance à la rupture est dépendante de la direction de sollicitations. De même pour les modules d'élasticité, Cela est dû à l'architecture des renforts qui sont fait de manière à répondre dans deux directions bien privilégiée. Cette dispersion peut être due également à la distribution non uniforme des contraintes dans l'essai de flexion.

Les essais Charpy à faible énergie d'impact ont permis de montrer que l'énergie d'impact et les rayons au fond d'entaille utilisés n'ont pas d'effet notable sur l'énergie absorbée par la rupture des éprouvettes et la résistance au choc. La résistance aux chocs est dépendante de la direction de sollicitations et de type de séquence d'empilement. La nature de la matrice a une influence sur le comportement au choc.

L'analyse au microscope des faciès de rupture des différents jets de fibres associés à différentes directions dans les matériaux se cassent en des temps différents et à des niveaux différents.

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 permettent bien d'identifier les mécanismes de rupture pouvant se produire dans des structures en service.

Pour poursuivre cette étude, il sera intéressant de faire des essais avec des éprouvettes découpées dans plusieurs directions et de contrôler la traction initiale des renforts.

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.

Des essais d'impact masse tombante revêt un caractère d'importance capitale dans le comportement en service des structure composite.

La détermination de la phénoménologie d'endommagement permet de mettre un modèle de comportement et de prédire le comportement de divers stratifiés avec différentes séquences d'empilement.

## Références bibliographiques

**[1] Jean-Marie Berthelot**

Mécanique des Matériaux et Structures Composites. Les Clousures, Chemin des Horts 05290 Vallouise Septembre 2013

**[2] Nadia Bahlouli**

Cours matériaux composites. DESS Mécanique avancée et Stratégie industrielle.

**[3] Miren Egaña**

Introduction aux matériaux composites sur Abaqus analyse d'une planche de kitesurf. Ingénieur en Conception Mécanique et Énergétique, Mécanique. Thèse, INSA Toulouse 2006-2011.

**[4] Frediric Laurin**

Introduction aux matériaux composites Aussois de l'élaboration du matériau aux performances des structures 2011.

<http://docplayer.fr/3898342-Introduction-generale-sur-les-materiaux-composites-frederic-laurin.html>

**[5] Jean-Paul Bailon et J.M. Dorlot**

Des matériaux, 3ème édition, école polytechnique de Montréal, 2000.

**[6] M. victor alfonso munoz cuartas**

Identification des mécanismes d'endommagement de stratifiés carbone-époxyde par couplage de l'émission acoustique et de la thermographie infrarouge, thèse, université Toulouse 2015.

[7] [http://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire.](http://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire)

matériaux-composites-presentation-et-renforts-42142210/fibres-de-verre-de-renforcement-am5132

**[8] F.C. Campbell**

Structural Composite Materials . Copyright © 2010, ASM International® F.C. Campbell All rights reserved. [www.asminternational.org](http://www.asminternational.org)

**[9] Bertrand de Maillard. Stanislas Nösperger**

Etude stratégique réalisé pour le compte de L'industrie française des matériaux composites 2002.

**[10] Louis Berreur**

L'industrie Française des Matériaux composites, étude stratégique réalisée pour le compte de la DiGITIP/SIM Rév 2 du 13 mai 2002.

**[11] Gabriel Seisson**

Etude expérimentale et théorique de l'endommagement du graphite sous sollicitation dynamique - Application aux impacts hyper-vélocité, 2014, thèse, université – Poitiers.

**[12] Cantwell, W.J. and J. Morton**

Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP. Composites, 1989. 20(6): p. 545-551.

**[13] Ellis, R.L**

Ballistic impact resistance of graphite epoxy composites with shape memory alloy and extended chain polyethylene Spectra™ hybrid components. 1996, Virginia Polytechnic Institute.

**[14] Cheng, W.L., S. Langlie, and S. Itoh**

High velocity impact of thick composites. International journal of impact engineering, 2003, 29: p. 167-184.

**[15] Cantwell, W.J. and J. Morton**

The influence of target geometry on the high velocity impact response of CFRP. Composite Structures, 1988, 10: p. 247-265.

**[16] Cantwell, W.J. and J. Morton**

The influence of varying projectile mass on the impact response of CFRP. Composite Structures, 1989.13(2): p. 101-114.

**[17] Mitrevski, T., I.H. Marshall, and R. Thomson**

The influence of impactor shape on the damage to composite laminates. Composite Structures, 2006.76(1-2): p. 116-122.

**[18] Caprino, G. and V. Lopresto**

Factors affecting the penetration energy of glass fibre reinforced plastics subjected to a concentrated transverse load. In ECCM9. 2000. Brighton, Grande-Bretagne.

**[19] Alcock, B., et al.**

Low velocity impact performance of recyclable all-polypropylene composites. Composites Science and Technology, 2006.66(11-12): p. 1724-1737.

**[20] Cantwell, W.J. and J. Morton**

Impact perforation of carbon fibre reinforced plastic. Composites Science and Technology, 1990.38(2): p. 119-141.

**[21] PORCHER. Pi preg® Thermoplastic composites.**

Available from : [http://www.porcher-ind.com/fr/marches/composites-composites-thermoplastiques-pipreg- 2 3 10.html](http://www.porcher-ind.com/fr/marches/composites-composites-thermoplastiques-pipreg-2_3_10.html).

**[22] M. DANNAWIE et P. TOURNIER**

"Classification de la tenue au choc des résines organiques lors d'essais en compression dynamique et d'impact sur panneaux des composites à fibres de verre" Journal de Physique. Colloque C<sub>3</sub>, Supplément N°9, 49, 1988.

**[23] W. WARDLE**

"Impact damage tolerance of composites reinforced with Kevlar aramid fibers" Progress in Science and Engineering of Composites ICCM IV, Tokyo, 1982.

**[24] Khondker, O.A., et al.**

Impact and compression-after-impact performance of weft-knitted glass textile composites. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2005.**36**(5):p. 638-648.

**[25] Fuoss, E., P.V. Straznicky, and C. Poon**

"Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates" Part 1: parametric study. Composite Structures, 1998. **41**(1): p.67-77.

**[26] T. MACKE**

"Développement et validation d'une méthode de caractérisation au choc des matériaux"  
Thèse de l' université de Bordeaux 1, 1989.

**[27] BOUZNAD Mohamed, KAROU Mourad,**

Influence du vieillissement et du recyclé sur les caractéristiques mécaniques d'un matériau composite, mémoire de master, université mouloud Mammeri, TIZI-OUZOU, 2014.

**[28] HAMADI Zeyneb**

Etude du comportement d'un composite verre/polyester sous sollicitations thermique, université M'Hamed BOUGARA, BOUMERDES, 2012.

**[29] M.A. Caminero, G.P. Rodríguez, V. Muñoz**

Effect of stacking sequence on Charpy impact and flexural damage behavior of composite laminates, Composite Structures 136 (2016) 345–357.

**[30] D. C. KRINKE, J. p. BARBER et T. NICHOLAS**

"The charpy impact test as a method for evaluating impact resistance of composite materials" AFML. TR, Dayton-OH, p. 78, 1978.

**[31] D. F. ADAMS et A. K. MILLER**

"An analysis of the impact behavior of hybrid composite materials" Mater. Sci. and Engng.19, p. 245, 1975.

**[32] Y. Le Petitcorps**

" Caractérisation physico-chimique et mécaniques de filaments C.V.D de carbure de Silicium ou de bore. Application aux matériaux composites 1D Sic/Ti-6Al-4V" Thèse de l' Université de Bordeaux 1, 1985.

**[33] Jean-Marie BERTHLOT**

Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse des structures, 4<sup>ème</sup> édition, Ed TEC&DOC, Lavoisier, 2005.

**[34] Daniel GAY**

Matériaux composites, 4ème édition revue et augmentée, Editions Hermès, 1997

**[35] F. BALLUFIER, A. LEMASCON**

Analyse de défaillance pièces plastiques, élastomères ou composites. Guide pratique. Centre Technique Des industries Mécanique(CETIM), 1999.

**[36] R. A. MINES et C. RUIZ**

"The dynamic behavior of the instrumented Charpy test" Journal de Physique, 49, p187, 1985.

**[37] G. FACY, M. Pompidou**

Méthodologie, production et normalisation, précis de fonderie.

**[38] Béatrice LARGE-TOUMI**

Etude du comportement en fatigue de composites carbone/époxy : rôle de l'interface, thèse de doctorat, école centrale de Lyon, 1994.

**[39] Ali OURAHMA**

Etude de comportement en fatigue de composites à fibres de verres discontinus renforçant une matrice en polypropylène, Ecole centrale de Lyon 2003-2004.

**[40] Jose Martin Herrera Ramirez** Les mécanismes de fatigue dans les fibres thermoplastiques Thèse doctorat 2004.

**[41] Bénédicte BONNET**

"Comportement au choc de matériaux composites pour applications automobiles" Thèse doctorat de l'école nationale supérieure des mines de Paris, 2005.

**[42] Smail BELHADJ**

"Contribution à la caractérisation des matériaux composites matrice organique/verre" Thèse magister UMMTO, 2005.

**[43] Patricia Krawczak**

Essais des plastiques renforcés, techniques de l'ingénieur, am5405, 1997.

**[44]** "Pastics-determination of Charpy impact propreties" Part 1 : non instrumented impact test (ISO 179-1 : 2010).