

République Algérienne Démocrate et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Mouloud MAMMARI 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 des matériaux
composites**

Proposé et dirigé par :

M. KACIMI Bachir

Etudié par :

M. AIT MOHAMMED Slimane

M. TINICHA Amar

Promotion : 2012/2013

Remerciements

Nos vifs remerciements à notre promoteur M. KACIMI Bachir pour ses précieux conseils et son aide durant toute la période du travail.

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

Nous tenons aussi à remercier vivement monsieur AMOKRANE Abdellah directeur Générale de l'entreprise ISELMAN pour son aide, fourniture de la matière première, afin d'élaborer les matériaux utilisés dans notre travail.

Nos remerciements les plus sincères sont à tous ceux qui ont contribué à la réussite de ce mémoire.

Dédicaces

Je dédie ce travail à ma très chère mère et mon adorable père, qui m'ont été la source d'encouragements et d'assurance.

Et en particulier à :

- ❖ Mes chers frères
- ❖ Mes chères sœurs
- ❖ Mes chers amis
- ❖ Mes cousins

Slimane

Je dédie ce travail à ma très chère mère et mon adorable père, qui m'ont été la source d'encouragements et d'assurance.

Et en particulier à :

- ❖ Mes chers frères
- ❖ Ma chère sœur
- ❖ Ma très chère adorée Zahida
- ❖ Mes chers amis
- ❖ Mes cousins

Amar

Sommaire

Remerciements.....	i
Dédicaces.....	ii
Sommaire.....	iii
Liste des figures.....	vii
Liste des tableaux.....	xi
Liste de symboles.....	xiii

Introduction générale.....	1
----------------------------	---

CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES MATERIAUX COMPOSITES

I.1. INTRODUCTION.....	3
I.2. DEFINITION.....	3
I.3. TYPES DE MATERIAUX COMPOSITES.....	3
I.3.1. Composites grande diffusion (GD).....	4
I.3.2. Composites haute performance (HP).....	4
I.4. CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES.....	4
I.4.1. Classification suivant la forme des constituants.....	4
I.4.1.1. Composites à fibres.....	4
I.4.1.2. Composites à particules.....	4
I.4.2. Classification suivant la nature des constituants.....	5
I.4.2.1. Composites à matrice organique.....	5
I.4.2.2. Composites à matrice métallique.....	5
I.4.2.3. Composites à matrice minérale.....	5
I.5. LES CONSTITUANTS D'UN MATERIAU COMPOSITE.....	6
I.5.1. La matrice.....	6
I.5.1.1. Les résines thermodurcissables.....	6
I.5.1.2. Les résines thermoplastiques.....	8
I.5.1.3. Les matrices métalliques.....	9
I.5.1.4. Les matrices céramiques.....	9
I.5.2. Les fibres.....	10
I.5.2.1. Fibres de verre.....	10
I.5.2.2. Fibres de carbone.....	11
I.5.2.3. Fibres d'aramide.....	12
I.5.2.4. Fibres naturelles.....	12
I.5.3. Architecture des renforts.....	12
I.5.3.1. Forme linéique.....	12
I.5.3.2. Forme surfacique.....	13
I.5.3.3. La forme multidirectionnelle.....	14

I.5.4. Charges et adjuvants.....	15
I.5.4.1. Les charges.....	15
I.5.4.2. Les adjuvants.....	15
I.6. STRATIFIES.....	16
I.7. COMPOSITES SANDWICHES.....	17
I.8. PROCEDES DE FABRICATION.....	18
I.8.1. Moulage au contact.....	18
I.8.2. Moulage par projections simultanées.....	19
I.8.3. Moulage sous vide.....	19
I.8.4. Moulage par centrifugation.....	20
I.8.5. Moulage par injection de résine RTM (Résine Transfert Molding).....	20
I.8.6. Moulage par enroulement filamentaire.....	21
I.9. LES DOMAINES D'APPLICATION DES COMPOSITES.....	22
I.9.1. Les composites dans l'aéronautique.....	22
I.9.2. Les composites et l'automobile.....	22
I.9.3. Les composites dans le ferroviaire.....	23
I.9.4. Les composites et la construction industrielle.....	23
I.9.5. Les composites et la construction nautique.....	23
I.9.6. Les composites dans le secteur médical.....	23
I.9.7. Les composites dans les équipements de sports et loisirs.....	24
I.9.8. Les composites et la construction électrique.....	24
I.10. CONCLUSION.....	25

CHAPITRE II : NOTIONS DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

II.1. INTRODUCTION.....	26
II.2. HISTORIQUE.....	26
II.3. LA RUPTURE FRAGILE.....	26
II.3.1. Généralités.....	26
II.3.2. La résilience.....	27
II.3.3. Essai de Charpy.....	27
II.4. NOTIONS DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE.....	29
II.4.1. Les facteurs favorisant la rupture.....	29
II.4.2. Modes de ruptures.....	29
II.5. MECANIQUE ELASTIQUE LINEAIRE DE LA RUPTURE.....	31
II.5.1. Facteur d'intensité des contraintes K.....	31
II.5.2. Calcul de K_{Ic}	31
II.5.3. Limite de validité.....	32
II.5.4. Théorie de Griffith (paramètre G).....	33
II.5.5. Taux de restitution d'énergie.....	33
II.5.6. Mesure de GIC par essai de choc.....	34
II.6. MECANIQUE ELASTO-PLASTIQUE DE LA RUPTURE.....	36
II.6.1. Position du problème.....	36

II.6.2. Zone plastique.....	36
II.6.3. Profil équivalent d'Irwin.....	38
II.6.4. Intégrale de Rice.....	39
II.7. CONCLUSION.....	39

CHAPITRE III : ESSAIS MECANIQUES

III.1. INTRODUCTION.....	40
III.2. ESSAIS STATIQUES.....	40
III.2.1. Essai de traction.....	40
III.2.1.1. Traction longitudinale.....	40
III.2.1.2. Traction transversale.....	41
III.2.1.3. Traction hors axes (essai de traction à 45°).....	42
III.2.2. Essai de compression.....	43
III.2.3. Essai de flexion.....	44
III.2.3.1. Essai de flexion trois points.....	44
III.2.3.2. Essai de flexion quatre points.....	46
III.2.3.3. Essai de flexion par flambement.....	47
III.2.4. Essai de cisaillement.....	47
III.3. ESSAIS DYNAMIQUES.....	48
III.3.1. Essai de résilience.....	48
III.3.2. Fatigue et endurance.....	48
III.4. ESSAIS DE DURETE.....	49
III.4.1. L'essai de dureté Brinell (HB).....	50
III.4.2. L'essai de dureté Vickers (HV).....	50
III.4.3. L'essai de dureté Knoop (HK).....	51
III.4.4. L'essai de dureté Rockwell (HR).....	51
III.5. ESSAIS SUR EPROUVETTES MODELES(TEST D'EXTRACTION « PULL-OUT »)..	52
III.6. ESSAIS SUR PRODUITS FINIS.....	52
III.6.1. Test d'indentation « push-out ».....	52
III.6.2. Test de compression « slice ».....	53
III.7. CONCLUSION.....	54

CHAPITRE IV : ENDOMMAGEMENTS DES MATERIAUX COMPOSITES

IV.1. INTRODUCTION.....	55
IV.2. LES DIFFERENTES ECHELLES D'OBSERVATION DE L'ENDOMMAGEMENT.....	55
IV.3. MECANISME DE RUPTURE DANS UN COMPOSITE.....	56
IV.3.1. Rupture de fibre.....	57
IV.3.2. Fissuration matricielle.....	58
IV.3.3. Décohésion fibre-matrice.....	60
IV.4. ENDOMMAGEMENTS DES COMPOSITES STRATIFIES.....	60
IV.4.1. Cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°.....	62

IV.4.2. Cas d'un stratifié croisé $\pm 45^\circ$, soumis à une traction longitudinale dans la direction 0°	63
IV.4.3. Cas d'une plaque trouée soumise à une traction dans la direction 0°	64
IV.5. FACTEURS INFLUENÇANT LA RESISTANCE DU COMPOSITE.....	65
IV.6. CONCLUSION.....	67

CHAPITRE V : PARTIE EXPERIMENTALE

V.1. INTRODUCTION.....	68
V.2. MATERIAU DE L'ETUDE.....	68
V.3. ELABORATION DES EPROUVETTES.....	69
V.4. ESSAI DE FLEXION TROIS POINTS.....	71
V.4.1. Géométrie des éprouvettes.....	71
V.4.2. Machine de flexion utilisée.....	71
V.4.3. Résultats expérimentaux des essais de flexion trois points.....	72
V.4.4. Interprétation des résultats.....	76
V.5. ESSAI DE RESILIENCE.....	77
V.5.1. Epreuve utilisée en choc.....	77
V.5.2. Ténacité en choc des différents types de matériaux.....	78
V.5.3. Mouton pendule utilisé.....	79
V.5.3.1. Structure et fonction.....	79
V.5.3.2. Données techniques.....	80
V.5.4. Résultats des essais de choc.....	81
V.5.5. Interprétation des résultats.....	91
V.6. ESSAI PHYSICOCHEMIE (PERTE AU FEU).....	94
V.6.1. Principe de l'essai de perte au feu.....	94
V.6.2. Matériel utilisé.....	94
V.6.3. Déroulement de l'essai.....	95
V.7. OBSERVATION DES FACIES DE RUPTURE.....	96
V.8. CONCLUSION.....	100
 CONCLUSIONS GENERALES.....	 102
ANNEXES.....	
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	

Liste des figures

	Pages
Figure I.1 : Constituants des matériaux composites.....	3
Figure I.2 : Différentes familles des matrices.....	6
Figure I.3 : Principaux matériaux de renfort.....	10
Figure I.4 : Formes de mats : (a) mat à fibres courtes, (b) mat à fibres continues...	13
Figure I.5 : chaîne et trame d'un tissu.....	13
Figure I.6 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus.....	14
Figure I.7 : Tissages cylindrique et conique.....	14
Figure I.8 : (a) : Tissage 3D orthogonal, (b) : Tissage 4D.....	15
Figure I.9 : Stratifié constitué de couches parfaitement liées.....	16
Figure I.10 : Désignations du stratifié.....	16
Figure I.11 : Matériaux sandwiches à âmes pleines.....	17
Figure I.12 : Moulage au contact.....	18
Figure I.13 : Principe du moulage par projection simultanée.....	19
Figure I.14 : Moulage sous vide.....	20
Figure I.15 : Moulage centrifugation.....	20
Figure I.16 : Moulage par injection de résine.....	21
Figure I.17 : Moulage par enroulement filamentaire circonférentiel.....	22
Figure II.1 : Essai de Charpy.....	27
Figure II.2 : Transition de la résilience.....	28
Figure II.3 : Différents modes de rupture.....	30
Figure II.4 : Types de fissures.....	30
Figure II.5 : Courbe force-déplacement d'une rupture fragile.....	35
Figure II.6 : Courbe $\sigma_y=f(r)$	36
Figure II.7 : Étendue des zones plastiques selon les deux critères de Tresca(1) et Von Mises(2).....	37
Figure II.8 : Modèle simple de déformation plastique à la pointe de la fissure, avec ou sans correction d'Irwin.....	38
Figure II.9 : Front de fissure pour la définition de l'intégrale de Rice.....	39
Figure III.1 : Essai de traction longitudinale.....	40

Figure III.2 : Essai de traction transversale.....	41
Figure III.3 : Essai de traction hors axes.....	42
Figure III.4 : Essai de compression.....	43
Figure III.5 : Dispositif d'essai et dimensions de flexion trois points.....	44
Figure III.6 : Courbe de contrainte-déformation : 1) matériau fragile; 2) matériau ductile.....	45
Figure III.7 : Essai de flexion à quatre points.....	46
Figure III.8 : Configuration de flambement.....	47
Figure III.9 : Différents cas de sollicitations.....	49
Figure III.10 : Essai de dureté Brinell.....	50
Figure III.11 : Essai de dureté Vickers.....	51
Figure III.12 : Essai de dureté Rockwell.....	52
Figure III.13 : Schéma d'une éprouvette modèle soumise à un test pull-out.....	52
Figure III.14 : Principe de l'essai de push-out.....	53
Figure III.15 : Géométrie conique de l'indenteur pour l'essai de push-out.....	53
Figure III.16 : Principe d'un essai de slice.....	54
Figure IV.1 : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement: illustration sur un matériau stratifié.....	56
Figure IV.2 : Rupture de fibre.....	57
Figure IV.3 : Courbe contrainte-déformation dans le cas ou $\epsilon_{fu} < \epsilon_{mu}$	57
Figure IV.4 : Rupture de la matrice.....	59
Figure IV.5 : Courbe contrainte-déformation dans le cas ou $\epsilon_{mu} < \epsilon_{fu}$	59
Figure IV.6 : Modes de fissuration de la matrice.....	60
Figure IV.7 : Décohésion fibre-matrice.....	60
Figure IV.8 : Différentes types de fissuration au sein d'un composite.....	61
Figure IV.9 : Différents mécanismes de rupture d'un stratifié.....	62
Figure IV.10 : Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°	63
Figure IV.11 : Rupture en présence d'un trou d'un composite $[0^\circ/90^\circ]_{2S}$ à fibres de carbone. (a) Rupture macroscopique au droit de trou. (b) Bord de l'éprouvette loin du trou : les couches à 90° sont micro-fissurées.....	63
Figure IV.12 : Stratifié croisé $\pm 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0°	63
Figure IV.13 : Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]^{2S}$ à fibres de carbone.....	64

Figure IV.14 : Fissuration d'un stratifié $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]^n$	65
Figure IV.15 : Effet de la longueur d'une fibre de verre E sur la résistance moyenne de la fibre.....	65
Figure IV.16 : Influence du diamètre des fibres de verre sur la résistance à la compression d'un composite.....	66
Figure IV.17 : Corrélation entre la résistance au cisaillement du composite et le taux de porosité.....	66
Figure IV.18 : Influence du taux de porosité sur la résistance à la compression du composite à fibre de verre.....	67
Figure V.1 : (a) mat 300 g/m ² , (b) mat 450 g/m ² , (c) taffetas 800 g/m ²	68
Figure V.2 : Moulage au contact.....	70
Figure V.3 : Architecture du tissu taffetas 800g/m ²	70
Figure V.4 : géométrie des éprouvettes pour l'essai de flexion trois points.....	71
Figure V.5 : Machine de flexion et de traction/compression de type Z50.....	72
Figure V.6 :Evolution contrainte / déformation de l'échantillon A1.....	73
Figure V.7 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon BT3.....	74
Figure V.8 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon BC1.....	74
Figure V.9 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon C1.....	75
Figure V.10 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon D1.....	76
Figure V.11 : Eprouvettes rompues en flexion trois points.....	77
Figure V.12 : Géométrie des éprouvettes des essais de choc en mode A.....	78
Figure V.13 : Géométrie des éprouvettes des essais de choc en mode B.....	78
Figure V.14 : a) Mouton pendule, b) Différentes masses, c) Emplacement de l'éprouvette.....	79
Figure V.15 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot ET.....	81
Figure V.16 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot EC.....	82
Figure V.17 :Faciès et énergié totale de rupture des éprouvettes du lot FT.....	82
Figure V.18 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FC.....	83
Figure V.19 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot G.....	84
Figure V.20 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot H.....	84
Figure V.21 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IT.....	85
Figure V.22 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IC.....	86
Figure V.23 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot ET.....	86

Figure V.24 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot EC.....	87
Figure V.25 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FT.....	88
Figure V.26 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FC.....	88
Figure V.27 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot G.....	89
Figure V.28 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot H.....	90
Figure V.29 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IT.....	90
Figure V.30 :Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IC.....	91
Figure V.31 : Comparaison des G_{IC} des lots en mode A et B.....	93
Figure V.32 : Comparaison des G_{IIC} des lots en mode A et B.....	93
Figure V.33 :Matériels utilisé pour la perte au feu ; a) Four, b) Creuset, c) Balance de précision.....	95
Figure V.34 : a) Echantillons avant calcination, b) Echantillons après calcination...	95
Figure V.35 : Microscope électronique à balayage.....	97
Figure V.36 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode A.....	98
Figure V.37 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode B.....	100

Liste destableaux

	Pages
Tableau I.1 : Caractéristiques des résines thermodurcissables.....	7
Tableau I.2 : Principales propriétés des thermodurcissables et thermoplastiques....	9
Tableau I.3 : Caractéristiques mécaniques des verres types E et R, mesures sur filaments à la sortie de la filière.....	11
Tableau I.4 : Les revêtements et leurs cœurs compatibles.....	18
Tableau II.1 : La résilience en fonction du type de l'entaille.....	27
Tableau V.1 : Différents lots d'éprouvettes d'essais.....	69
Tableau V.2 : Caractéristiques mécaniques du lot A en flexion.....	73
Tableau V.3 : Caractéristiques mécaniques du lot BT en flexion.....	73
Tableau V.4 : Caractéristiques mécaniques du lot BC en flexion.....	74
Tableau V.5 : Caractéristiques mécaniques du lot C en flexion.....	75
Tableau V.6 : Caractéristiques mécaniques du lot D en flexion.....	75
Tableau V.7 : Données techniques du mouton pendule.....	80
Tableau V.8 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot ET.....	81
Tableau V.9 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot EC.....	81
Tableau V.10 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FT.....	82
Tableau V.11 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FC.....	83
Tableau V.12 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot G.....	83
Tableau V.13 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot H.....	84
Tableau V.14 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IT.....	85
Tableau V.15 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IC.....	85
Tableau V.16 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot ET.....	86
Tableau V.17 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot EC.....	87
Tableau V.18 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FT.....	87
Tableau V.19 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FC.....	88
Tableau V.20 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot G.....	89
Tableau V.21 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot H.....	89
Tableau V.22 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IT.....	90
Tableau V.23 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IC.....	91

Tableau V.24 :Taux de restitution d'énergie des lots G et H en mode A et B.....	92
Tableau V.25 :Taux de restitution d'énergie des différents lots en mode A et B	92
Tableau V.26 : Résultats de l'essai de perte au feu pour tous les lots.....	96

Liste des symboles

T_f	Température de fusion	[°C]
ρ	Masse volumique	[kg/m ³]
ε_t^R	Allongement à la rupture	
σ_t^R	Contrainte à la rupture en traction	[MPa]
σ_c^R	Contrainte à la rupture en compression	[MPa]
E	Module de Young	[MPa]
ν	Coefficient de Poisson	
K	Facteur d'intensité de contrainte	[MPa√m]
F	Effort	[N]
P_r	Charge à la rupture	[N]
σ_e	Limite élastique	[MPa]
G_{LT}	Module de cisaillement	[MPa]
f_r	Flèche mesurée en flexion	[mm]
M_f	Moment fléchissant	[N.mm]
KCV	La résilience du matériau de l'éprouvette non normalisée avec entaille en V	[J/cm ²]
KCU	La résilience du matériau de l'éprouvette non normalisée avec entaille en U	[J/cm ²]
KV	La résilience du matériau de l'éprouvette normalisée avec entaille en V	[J]
KU	La résilience du matériau de l'éprouvette normalisée avec entaille en U	[J]
U	Energie de rupture	[J]
θ	Coordonnée polaire	[rad]

Introduction générale

INTRODUCTION GENERALE

Les matériaux composites de nos jours prennent une place prépondérante dans différents domaines bien spécifiques (aérospatiale, aéronautique, automobile, navale, etc.) de par leur simplicité d'élaboration, leur légèreté ainsi que leurs caractéristiques mécaniques ; dans la mesure où nous pouvons concevoir un matériau composite répondant avec exactitude aux exigences des contraintes à partir d'un choix judicieux de matrice et renfort contrairement aux matériaux classiques qui présentent des caractéristiques mécaniques intrinsèques.

Ainsi, pour promouvoir une plus grande utilisation des matériaux composites, il est primordial de déterminer leurs comportements mécaniques et d'analyser les défauts dans ces matériaux. Pour cela, 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 sur l'élaboration de matériaux composites à matrice polyester insaturée et fibres de verre de type E sous différentes architectures et l'étude de leur comportement aux sollicitations statiques et dynamiques par le biais des essais de choc. Différentes stratifications sont étudiées en alternant la disposition des couches de renforts de verre. Des essais de caractérisation en flexion trois points sont menés sur des éprouvettes normalisées contenant des couches de taffetas et du mats ainsi que des essais sur des éprouvettes avec un seul renfort à la fois, cela afin de déterminer l'apport de chaque renfort dans le matériau. La compatibilité matrice renfort sera évidemment discutée à travers les résultats trouvés et les différents mécanismes de ruptures respectifs. La détermination des énergies de rupture par la méthode d'E. Plati et J.G. Williams conduit à identifier la réponse du matériau à la propagation des fissures. A travers les résultats, nous pouvons avoir des éléments d'information pour choisir une stratification adéquate de nos matériaux en fonction des comportements observés.

Notre mémoire est scindé en deux parties, une partie théorique constituée au premier chapitre de brèves présentations des matériaux composites (constituants, architectures et procédés d'élaboration) ; Quant au second chapitre nous étudions quelques notions sur la mécanique de la rupture ; Les propriétés mécaniques ainsi que

les principaux paramètres influençant ces propriétés présentées par des essais mécaniques au troisième chapitre ; Une étude sur les mécanismes d'endommagement des composites et la propagation de fissures sera présentée au quatrième chapitre. La deuxième partie est consacrée à une étude expérimentale, dans laquelle nous exposons la description des matériaux utilisés et la détermination des propriétés mécaniques des différentes stratifications sous sollicitations statiques à l'aide 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 à la fissuration des matériaux composites étudiés, sous sollicitations dynamiques par des essais de choc Charpy. Les mécanismes de dégradation obtenus par les essais statiques sont analysés puis confrontés à ceux générés par les essais de choc. Nous terminons cette étude par une conclusion générale.

CHAPITRE I

Généralités sur matériaux composites

I.1. INTRODUCTION

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

I.2. DEFINITION

Un matériau composite résulte d'un assemblage intime d'au moins de deux corps non miscibles (figure I.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].

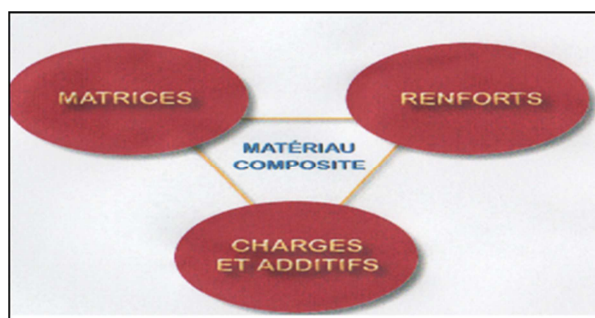


Figure I.1 : Constituants d'un matériau composite

I.3. TYPES DE MATERIAUX COMPOSITES

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

I.3.1. Composites grande diffusion (GD)

Les composites grandes diffusions représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou 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.3.2. 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.4. CLASSIFICATION DES MATERIAUX COMPOSITES

Les composites peuvent être classés suivant la forme des constituants ou suivant la nature des constituants.

I.4.1. 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 et les matériaux composites à fibres.

I.4.1.1. Composites à fibres

Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres. Celles-ci peuvent être soit continues ou discontinues [1].

I.4.1.2. Composites à particules

Un composite est dit à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Celles-ci sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des

matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait ; dans de nombreux cas; les particules sont simplement utilisées comme charge pour réduire le coût du matériau, sans en altérer les autres caractéristiques du matériau [1].

I.4.2. Classification suivant la nature des constituants

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

I.4.2.1. 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.

I.4.2.2. Composites à matrice métallique (alliages légers et ultralégers 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).

I.4.2.3. 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.5. LES CONSTITUANTS D'UN MATERIAU COMPOSITE

Il est constitué de deux constituants de base : la matrice et le renfort.

I.5.1. La matrice

Cette phase est indispensable à la liaison des divers éléments constitutifs, est composée d'une résine (polyester, époxyde, etc....) et d'une charge (carbonate de calcium, graphite, etc). Leur rôle est de lier les renforts, de répartir les charges (contraintes, résistance à la traction et rigidité) et d'assurer la protection chimique contre les agents agressifs extérieurs tels que (acides, humidité, corrosion...) et donne la forme au produit réalisé; pour les composites plastiques, elle est par définition un polymère ou une résine organique. Le choix de la matrice dépend de l'utilisation à laquelle est destinée le matériau composite. La figure I.2 présente les différentes familles de matrice.

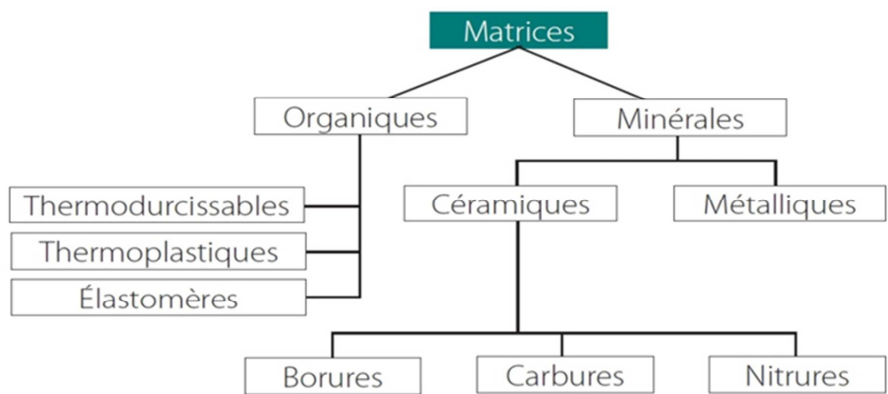


Figure I.2 : Différentes familles de matrice.

I.5.1.1. Les résines thermodurcissables

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- Les résines polyesters instaurées : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc.
- Les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, etc.
- Les résines époxydes.

Résines	T_f [°C]	ρ [kg/m ³]	ϵ_t^R [%]	σ_t^R [MPa]	σ_c^R [MPa]	E [GPa]
Polyesters	60 à 100	1140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2,8 à 3,6
Phénoliques	120	1200	2,5	40	250	3 à 5
Epoxydes	290	1100 à 1500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

Tableau I.1 : Caractéristiques des résines thermodurcissables [4]

a. Les résines polyesters

Les résines polyesters instaurées 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.

Parmi les avantages des polyesters insaturés, nous retiendrons :

- Une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé,
- Une 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.

Parmi les inconvénients, nous retiendrons : [1]

- Une tenue médiocre en température : < 120 °C en service continu,
- Une sensibilité à la fissuration, essentiellement dans le cas de chocs,
- Un retrait important de l'ordre de 8 à 10 %,
- Un mauvais comportement à la vapeur, à l'eau bouillante avec risque d'hydrolyse, d'où la nécessité de recouvrir les matériaux composites à résines polyesters d'une couche de « gel-coat » de manière à les rendre étanches,
- Une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets,

- Une inflammabilité,

b. Les résines de condensation

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les aminoplastes et les résines furaniques.

c. 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). [1]

I.5.1.2. 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. Parmi les résines thermoplastiques classiquement rencontrées le polyéther-éther-cétone (PEEK). [3]

L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication (injection, extrusion). Toutefois, ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermoplastiques faibles.

Les principales propriétés des thermodurcissables et thermoplastiques sont donnés dans le tableau I.2.

Matrices	Thermodurcissables TD	Thermoplastiques TP
état de base	Liquide visqueux à polymériser	Solide prêt à l'emploi
Stockage	Réduit	Illimité
Mouillabilité des renforts	Aisée	Difficile
Moulage	Chauffage continu	Chauffage + refroidissement
Cycle	Long (polymérisation)	Court
Tenue au choc	Limitée	Assez bonne
Tenue thermique	Meilleure	Réduite (sauf nouveau TP)
Chutes et déchets	Perdus ou utilisés en charges	Recyclables
Conditions de travail	émanations de solvants	Propreté

Tableau I.2 : Principales propriétés des thermodurcissables et thermoplastiques [4]

I.5.1.3. 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].

Et elles présentent comme avantages :

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

I.5.1.4. 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.5.2. Les fibres

Ils sont de nature filamenteuse ; ils constituent l'armature ou le squelette du matériau composite avec 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). La figure I.3 présente les principaux matériaux de renfort [4].

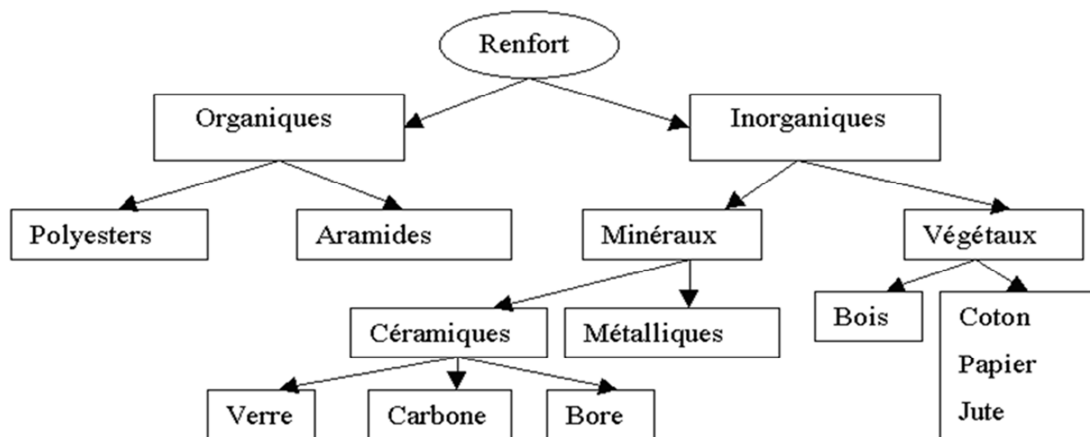


Figure I.3 : Principaux matériaux de renfort

I.5.2.1. Fibres de verre

Les fibres de verres constituent le renfort le plus utilisé actuellement pour les composites (dans plus de 95% des cas). Elles offrent pour un prix raisonnable une bonne adhérence, de bonnes propriétés mécaniques mais inférieures à celles de la fibre de carbone et des propriétés d'isolation électrique acceptables pour la plupart des applications. [2]

Les fibres de verre sont obtenues à partir des oxydes minéraux (Silice, Alumine, Caux, Magnésie, Oxyde de bore,...). On distingue plusieurs types [1] :

- verre E : à usage général avec de bonnes propriétés électriques.
- verre D : il a de bonnes propriétés diélectriques pour l'utilisation en électronique (circuit imprimé).
- verre C : il a une bonne résistance chimique, pour les couches superficielles des structures sur le plan chimique.
- verre R et S : ont une haute résistance mécanique pour la réalisation des pièces structurales.

Les fibres de verre de type E sont les plus utilisés, leurs compositions sont données dans le tableau I.3

Caractéristiques		Verre E	Verre R
Masse volumique	ρ [kg/m ³]	2600	2550
Module de Young	E_f [GPa]	73	86
Contrainte à la rupture	σ_R [MPa]	3400	4400
Allongement à la rupture	ϵ_R [%]	4,4	5,2
Coefficient de Poisson	ν	0,22	-

Tableau I.3 : Caractéristiques mécaniques des verres types E et R, mesures sur filaments à la sortie de la filière

- **Les avantages des fibres de verre**
 - rapport performances mécanique/prix.
 - Bonne résistance spécifique (pour verre E).
 - Bonne adhérence avec toutes les résines.
 - Tenue à température élevée, etc.

I.5.2.2. Fibres de carbone

Ces fibres sont élaborées à partir d'un polymère de base appelé précurseurs, se présentant lui-même sous forme de fibres orientées et réticulées. Le plus utilisé de ces précurseurs est le PolyAcryloNitrile (PAN).

Les fibres de carbone possèdent de très bonnes caractéristiques mécaniques d'autant plus que leur masse volumique est faible (généralement inférieure à 2000 kg/m³). En outre, il faut noter que les fibres de carbone ont une excellente tenue en température en atmosphère non oxydante. [1]

I.5.2.3. Fibres d'aramide

Elles sont généralement connues sous le nom de Kevlar. Elles ont une bonne résistance aux chocs, à l'impact et à l'abrasion, mais leur utilisation est limitée par leur faible résistance à la compression, à la flexion, au flambement, et elles sont sensibles au cisaillement interlaminaire (l'adhérence entre matrice et fibre est mauvaise ou moyenne).

I.5.2.4. 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 calibrable et plus difficilement manipulables.

I.5.3. 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 :

I.5.3.1. 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.

I.5.3.2. Forme surfacique

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

a. 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.

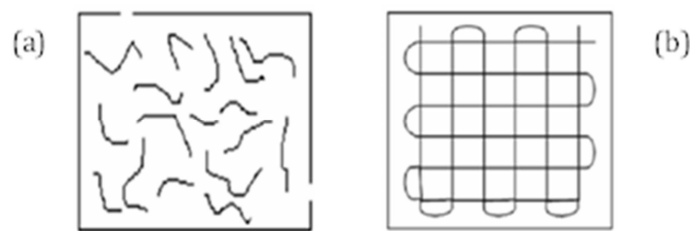


Figure I.4 : Formes de mats : (a) mat à fibres courtes, (b) mat à fibres continues

b. 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.

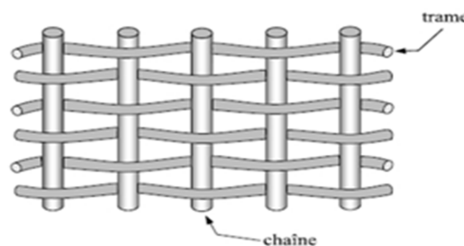


Figure I.5 : chaîne et trame d'un tissu

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 sergé, armure à haut module, armure unidirectionnelle.

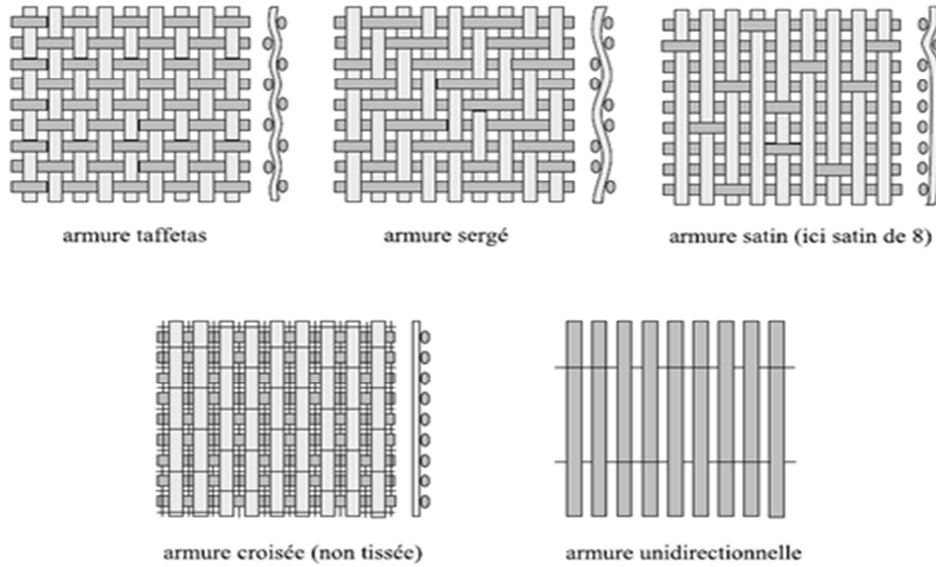


Figure I.6 : Les principaux types d'armures utilisées pour le tissage des tissus

I.5.3.3. La forme multidirectionnelle

a. 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.

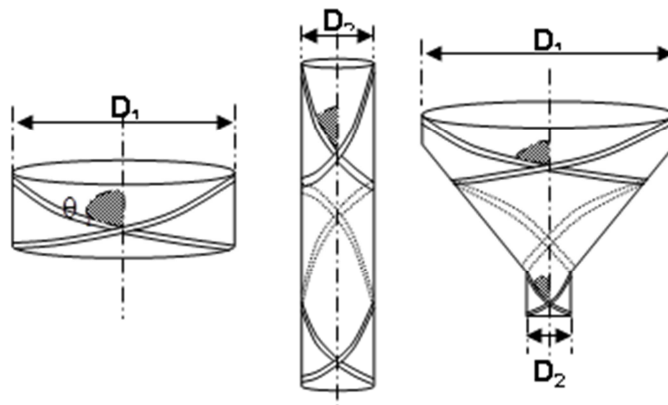


Figure I.7 : Tissages cylindrique et conique

b. 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.

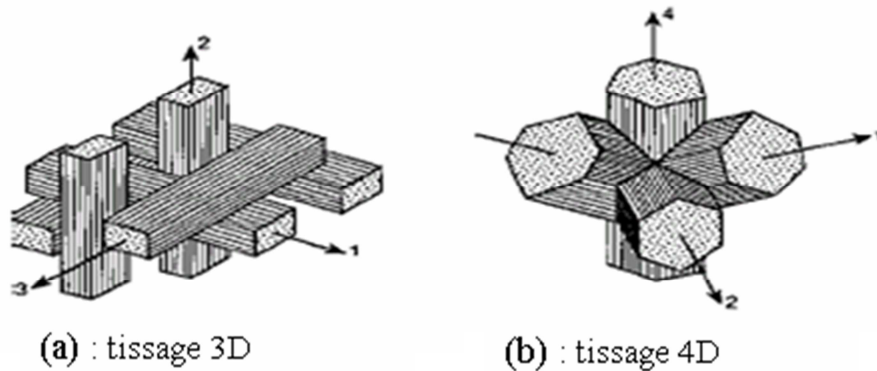


Figure I.8 : (a) : Tissage 3D orthogonal, (b) : Tissage 4D

I.5.4. Charges et adjuvants

I.5.4.1. Les charges

Les composites peuvent être renforcés 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.

I.5.4.2. 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 ou sur les charges.

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

I.6. LES STRATIFIES

Les structures composites stratifiées sont constituées de couches successives de renforts imprégnés de résines. 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. [3]

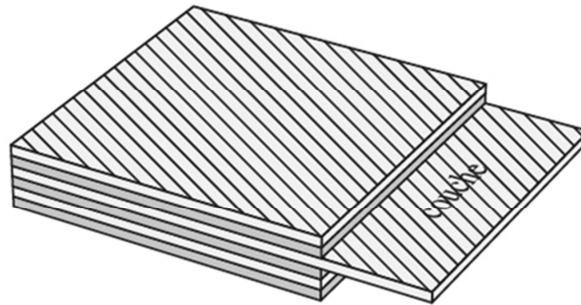
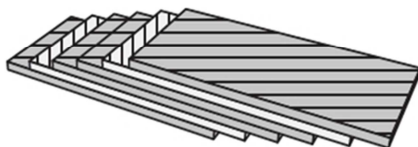


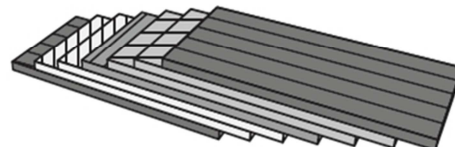
Figure I.9 : Stratifié constitué de couches parfaitement liées

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) : $[0/45_2/90/ - 45_2/0]$;
- en cas de stratification hybride (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un indice la nature de la couche ;
- en cas de structures symétriques, la moitié est codifiée et le symbole s indique la symétrie : $[-45/45/-45/-45/45/-45]$ devient $[-45/45/-45]_s$ et $[0/45/45/\overline{90}/-45/-45/0]$ devient $[0/45_2/\overline{90}/-45_2/0]$.

I.7. COMPOSITES SANDWICHES

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par collage –ou par soudure- de deux revêtements ou peaux minces sur une âme ou cœur plus léger (Figure I.11) qui maintient leur écartement. [6]

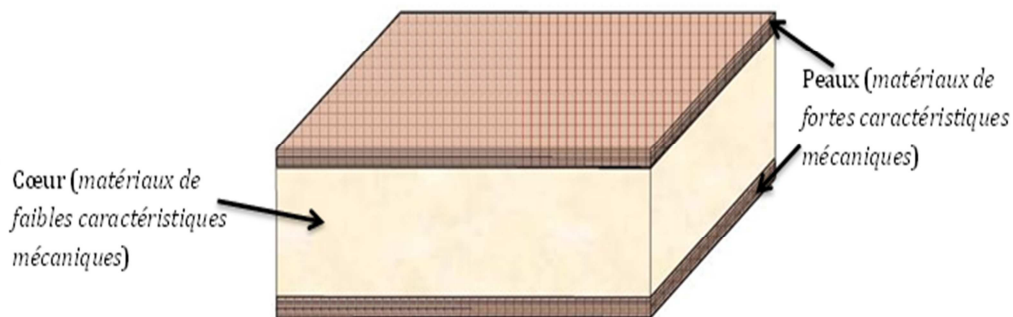


Figure I.11 : Matériaux sandwiches à âmes pleines

Les revêtements sont en matériaux de nature très diverse, les matériaux constituant le cœur étant choisis aussi légers que possible. On peut citer comme couple de matériaux compatibles pour constituer le sandwich [6] :

Revêtements	Cœur
Métal, stratifiés, contreplaqués, thermoplastiques, amiante/ciment	Matériaux expansés
Métal, stratifié	Plaque nervurée en métal ou stratifié
Contreplaqué, stratifié	Planches de bois, carton imprégné (nids d'abeilles)
Aluminium, stratifié	Aluminium déployé (nids d'abeilles)

Tableau I.4 : Les revêtements et leurs cœurs compatibles

I.8. PROCÉDES DE FABRICATION

Les techniques de fabrication jouent un rôle dans les composites car chacune des opérations influe de manière irréversible sur le résultat final. On distingue les différents procédés suivant :

I.8.1. Moulage au contact

Pour le moulage au contact, la première étape est la préparation du moule (polissage, cirage), puis le dépôt d'un agent de démoulage (gel-coat) : plusieurs couches de renforts (tissus, mats...) sont ensuite successivement appliquées, chacune étant enduite en résine (généralement en polyester) et toutes les bulles éliminées, jusqu'à obtention de l'épaisseur désirée ; la polymérisation de la résine est effectuée à température ordinaire ou par chauffage. Cette technique permet la réalisation de pièces lourdes et de grandes dimensions (coques de bateau). [6]

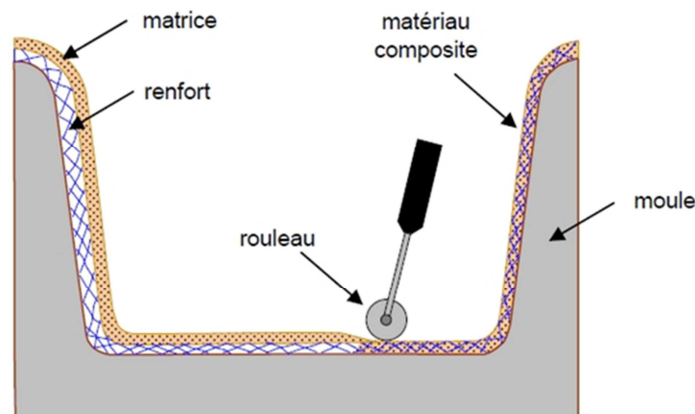


Figure I.12 : Moulage au contact

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 [1].

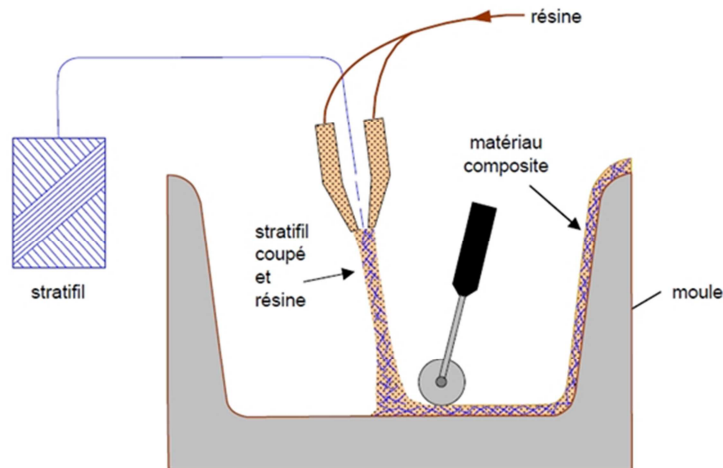


Figure I.13 : Principe du moulage par projection simultanée

I.8.3. Moulage sous vide

Ce procédé est encore appelé moulage en dépression ou moulage au sac (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 [7].

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.

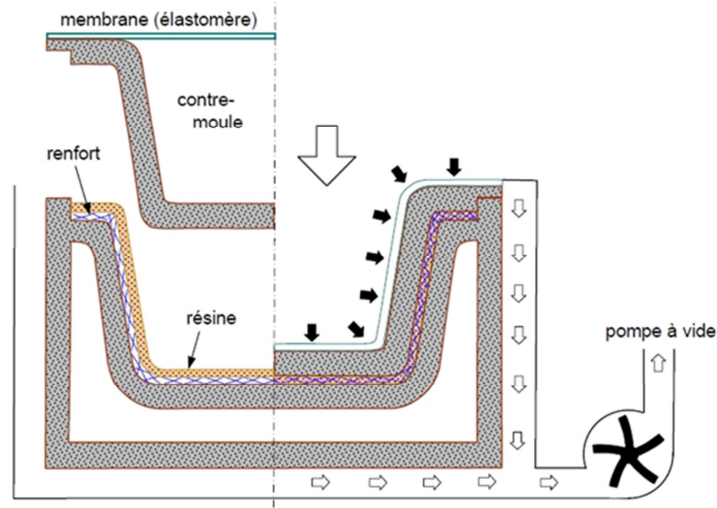


Figure I.14 : Moulage sous vide

I.8.4. Moulage par centrifugation

Ce procédé est utilisé pour la fabrication des tubes. Il permet une répartition homogène de la résine et des états de surface soignés, y compris sur la face interne du tube. La longueur des tronçons est limitée par celle du moule (Figure I.15). Le démoulage se fait par retrait des résines polyesters. Les cadences varient avec le diamètre et la longueur des pièces. [7]

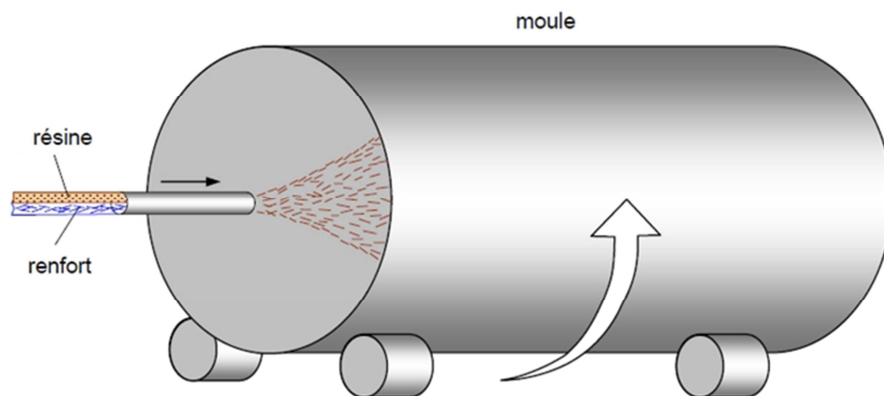


Figure I.15 : Moulage centrifugation

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

Le moulage consiste, par injection de résine sous pression, à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé (Figure I.16). L'alimentation automatique des résines élimine leur manipulation. La

proportion de renfort peut être élevée, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées.

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

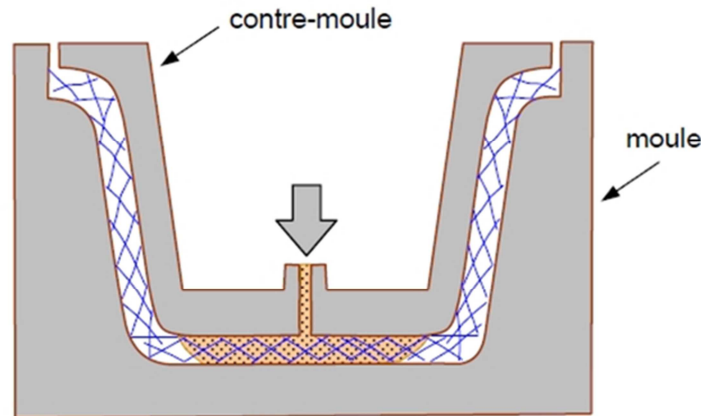


Figure I.16 : Moulage par injection de résine

I.8.6. Moulage par enroulement filamentaire

Le renfort (fil continu, ruban, etc.) imprégné de résine catalysée est enroulé avec une légère tension, sur un mandrin cylindrique ou de révolution en rotation (figure I.17). Ce type de moulage est bien adapté aux surfaces cylindriques et sphériques, et permet une conception avancée des pièces. Les stratifiés obtenus peuvent comporter des proportions élevées de renfort (jusqu'à 80% en volume), permettant donc d'obtenir de hautes caractéristiques mécaniques. L'investissement en matériel est très important.

Suivant les mouvements relatifs du mandrin, on distingue divers types d'enroulements : l'enroulement circonférentiel, l'enroulement hélicoïdal, l'enroulement polaire.

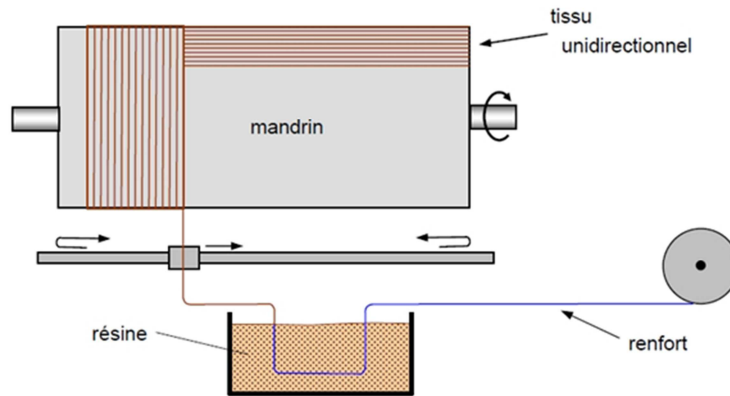


Figure I.17 : Moulage par enroulement filamentaire circonférentiel

I.9. LES DOMAINES D'APPLICATION DES COMPOSITES

I.9.1. Les composites dans l'aéronautique

L'aéronautique utilise principalement des composites « hautes performances » constitués d'une matrice époxy associée à un taux élevé de renforts en fibres de carbone.

L'aéronautique utilise les composites « hautes performances » pour la fabrication de pièces de structure primaire des appareils en raison de leur légèreté, de leur souplesse de forme et des économies de frais de maintenance qu'ils engendrent.

Les méthodes d'assemblage des pièces en composite la résistance aux chocs, médiocres pour les composites thermodurcissables constituent les principaux handicaps des composites dans ce secteur. [6]

I.9.2. Les composites et l'automobile

Les composites apportent au secteur de l'automobile une facilité d'entretien, une grande liberté de conception et un allègement pour les constructeurs. [8]

Dans l'automobile, le développement à long terme des composites est menacé par la difficulté de les intégrer dans les chaînes de fabrication et par les exigences de recyclabilité. [6]

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 industrielle

Les fibres de carbone pourront être utilisées en complément aux fibres de verre à la fois comme renfort et comme capteur, et seront associées à des résines polyesters ou époxy.

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

I.9.5. Les composites et la construction nautique

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. [4]

I.9.6. 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.9.7. 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.

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.

I.9.8. 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, [8] 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. 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 s'endommagent à des conditions différentes, donc d'autres paramètres peuvent intervenir dans ce cas. Il est donc très important de comprendre les notions de la mécanique de la rupture dans le chapitre suivant.

CHAPITRE II

Notions de la Mécanique de la rupture

II.1. INTRODUCTION

La mécanique de la rupture (Fractures Mechanics) est une étude qui met en jeu les paramètres habituels de la mécanique à partir d'une discontinuité existante : fissure ou défaut. Elle permet dans certains cas de prévoir, en fonction des dimensions d'une fissure et de l'état de chargement, la vitesse de propagation de la fissure et la dimension à partir de laquelle cette fissure peut entraîner une rupture brutale.

II.2. HISTORIQUE

La mécanique de la rupture a été introduite par Griffith en 1920. L'objectif de la mécanique de la rupture est de caractériser le comportement à la fissuration des structures à l'aide des paramètres quantifiables au sens de l'ingénieur, notamment le champ de contraintes, la taille de la fissure et la résistance à la fissuration du matériau. Les premiers développements théoriques d'analyse des champs de déplacements, déformations et contraintes au voisinage d'une fissure ont été entrepris par Westergaard vers 1940. L'extension de la discipline a été amorcée par Irwin vers 1960. Depuis cette date, le développement de la mécanique de la rupture s'étend aux problèmes non linéaires matériellement et géométriquement, aux problèmes de bifurcation des fissures en modes mixtes et plus récemment aux composites, aux techniques numériques de résolution et à l'état de l'art relatif au dimensionnement de diverses structures complexes.

II.3. LA RUPTURE FRAGILE

II.3.1. Généralités

Selon le comportement du matériau durant la propagation d'une fissure, on peut être confronté à deux types de rupture :

- Rupture fragile, en l'absence de déformation plastique significative (mécanique linéaire de la rupture) ;
- Rupture ductile, en présence de déformation plastique non négligeable (mécanique non linéaire de la rupture). Dans ce cas, suivant l'étendue de la zone plastique en pointe de fissure.

II.3.2. La résilience

L'essai de résilience a pour objet de déterminer la résistance des matériaux à la rupture sous l'effet d'un choc par l'intermédiaire de l'énergie de rupture. Pour la détermination de cette énergie, on a le choix entre plusieurs types d'essais dont le plus utilisé est celui de Charpy qui présente des avantages comme la simplicité de sa mise en œuvre.

II.3.3. Essai Charpy

Il consiste en un chargement dynamique ou statique d'une éprouvette entaillée. L'essai le plus traditionnel est l'essai de flexion par choc sur éprouvette bi-appuyée, cet essai s'appelle essai de Charpy (figure II.1).

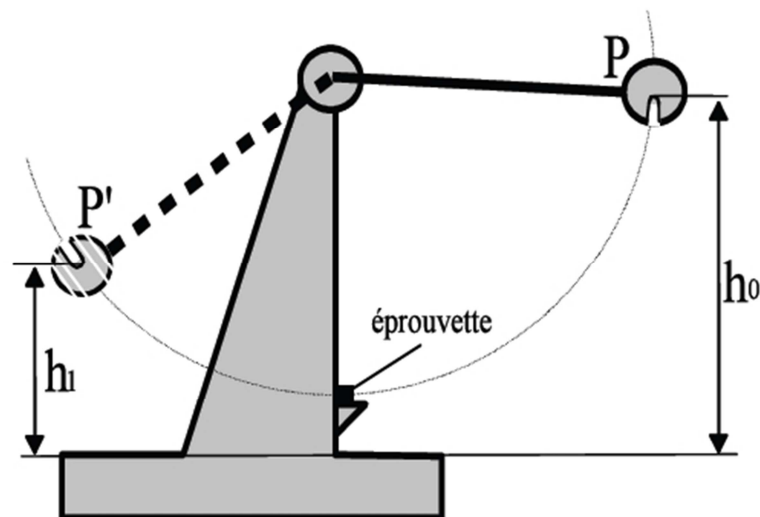


Figure II.1 : Essai de Charpy

Au cours de cet essai, l'éprouvette est rompue par choc sous l'effet d'une masse pendulaire (mouton pendule), la différence (h_0-h_1) caractérise l'énergie absorbée par la rupture de l'éprouvette. Cette énergie est appelée résilience du matériau et s'exprime en Joules/cm² ou tout simplement en Joules lorsque l'éprouvette est normalisée.

Les notations employées dans le domaine de la mécanique de la rupture fragile sont résumés dans le tableau II.1

$$KCV=1,25*KV \quad (II.1)$$

$$KCU=2*KU \quad (II.2)$$

Forme de l'entaille	Unités	Non normalisées	Normalisées
		[J/cm ²]	[J]
V		KCV	KV
U		KCU	KU

Tableau II.1 : La résilience en fonction du type de l'entaille

D'autres essais de choc sur éprouvettes entaillées ont été élaborés pour répondre à des besoins particuliers ou tenter d'éliminer des difficultés liées à l'essai Charpy. Etant moins usités que ce dernier, nous nous contenterons de les citer :

- essai Schnadt
- essai de traction par choc
- essai Battelle
- essai Pellini
- essai Robertson.

Les quatre premiers ne sont que des variantes de l'essai Charpy, la masse étant soit pendulaire, soit tombante. L'essai Robertson est d'un type différent : il correspond à l'étude de la propagation et de l'arrêt d'une fissure dans une plaque sous tension.

Des essais de Charpy réalisés à différentes températures montrent que la résilience est très liée à la température, ainsi que le fait apparaître la courbe de transition de la résilience (figure II.2).

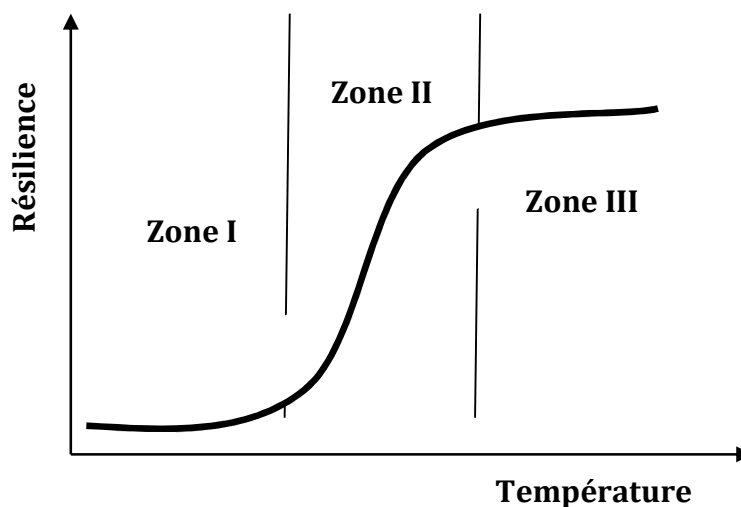


Figure II.2 : Transition de la résilience

On distingue de cette figure II.2 trois zones de températures :

- Zone I à basse température est celle où la rupture est fragile
- Zone II intermédiaire est la zone de transition où la rupture est mixte
- Zone III à température élevée est celle où la rupture est ductile.

II.4. NOTIONS DE LA MECANIQUE DE LA RUPTURE

II.4.1. Les facteurs favorisant la rupture

Parmi ces facteurs, le chargement et les dimensions de la fissure qui contribuent à la propagation de la fissure, on ajoute l'effet de la température et l'effet de l'environnement (milieu extérieur) :

- *Le chargement* : quel que soit le degré de prise de risque, le chargement reste limité à la capacité de la structure.
- *Vitesse de chargement* : les essais mécaniques ont montré que tout accroissement de la vitesse de chargement entraîne une élévation de la limite élastique ce qui rend le matériau plus sensible à la rupture fragile.
- *L'effet de température* : il est évident que plus la température baisse plus le matériau devient cassant c'est-à-dire sujet à la rupture fragile. A la température plus élevée, on constate que, au contraire, la rupture d'une plus grande déformation plastique.
- *L'environnement* : la présence d'un milieu agressif dans le processus de progression des fissures accélère sa propagation.

II.4.2. Modes de ruptures

En ne considérant que les fissures planes se propageant dans leur propre plan, on montre que l'état le plus général de propagation se ramène à la superposition de trois modes (figure II.3) : **[9]**

- *mode I (mode par ouverture)* : les surfaces de la fissure se déplacent dans des directions opposées et perpendiculairement au plan de fissure ;
- *mode II (glissement de translation)* : les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction perpendiculaire au front de fissure ;

- *mode III (glissement de rotation)* : les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de la fissure.

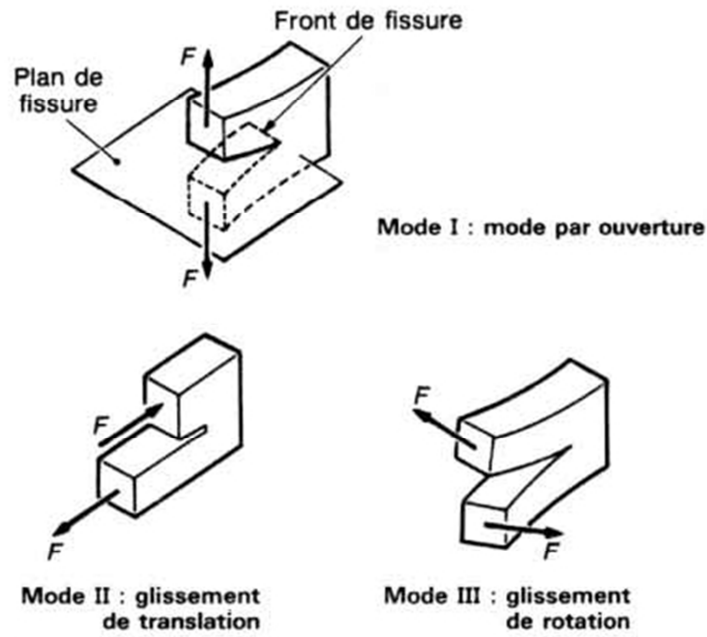


Figure II.3 : Différents modes de rupture

La rupture plate correspond au mode I ; la rupture inclinée aux modes II et III.

NB : la rupture de mode I est généralement la plus dangereuse, ce qui explique le développement particulier donné à l'étude de ce mode de rupture, en général.

On distingue les fissures superficielles, les fissures internes, les fissures traversantes sous forme semi-elliptique, elliptique ou en coin, etc. (figure II.4). Ces fissures sont généralement planes, c'est-à-dire que leurs deux faces sont très voisines d'un plan moyen et se rejoignent selon un bord anguleux.

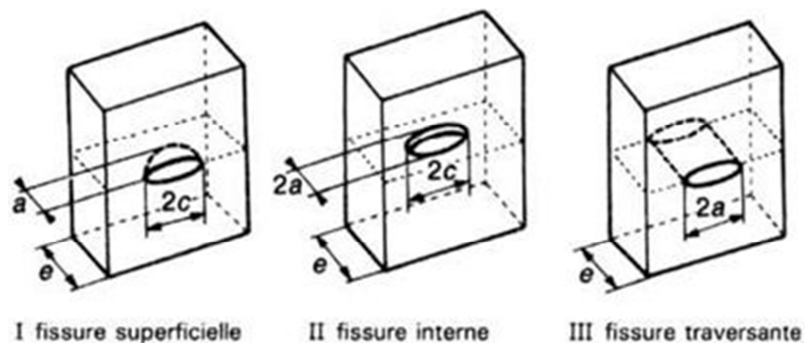


Figure II.4 : Types de fissures

II.5. MECANIQUE ELASTIQUE LINEAIRE DE LA RUPTURE

II.5.1. Facteur d'intensité des contraintes K

Le facteur d'intensité de contrainte K caractérise la sévérité des contraintes au voisinage du fond de la fissure. Il est utilisé comme tous les autres critères pour quantifier une possibilité de propagation instable qui est à éviter. En mode I, il est donné par la formule suivante :

$$K_I = \sigma \cdot \alpha \sqrt{\pi \cdot a} \quad (\text{II. 3})$$

Où: α est un coefficient géométrique dépendant des formes de la fissure et de la structure.

Dans le cas le plus simple (celui de Griffith), où la fissure est débouchante dans une plaque de dimensions infinies $\alpha = 1$.

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi \cdot a} \quad (\text{II. 4})$$

Critère de résistance

Pour conclure sur la sécurité de la structure on compare la valeur du facteur d'intensité de contrainte K_I à une valeur caractéristique critique du matériau considéré appelée, facteur d'intensité de contrainte critique K_{IC} , par l'expression suivante :

$$\sigma \cdot \alpha \sqrt{\pi \cdot a} \leq K_{IC} \quad (\text{II. 5})$$

Cette expression met en évidence la relation existant entre la géométrie de la structure et celle de la fissure avec le niveau de chargement et le type de matériau.

II.5.2. Calcul de K_{IC}

Les essais de rupture sont longs et coûteux car la nécessité de réaliser un état de déformations plan conduit à utiliser des éprouvettes d'autant plus épaisses que la limite d'élasticité du matériau s'abaisse. À l'opposé, les essais classiques de fragilité (essai Charpy) ainsi que l'essai de traction sont peu onéreux. Le problème de la détermination expérimentale de K_{IC} serait donc considérablement simplifié si l'on pouvait relier sa valeur à celles d'autres paramètres tels que la résilience KV ou la limite élastique.

Relation entre K_{IC} et KV

Les relations proposées ne sont valables que dans un domaine restreint de température.

- **Niveau ductile de la courbe de transition**

Rolfe et Barsom [10] ont proposé la relation suivante :

$$\left(\frac{K_{IC}}{\sigma_e}\right)^2 = 0,646 \cdot \frac{KV}{\sigma_e} - 6,35 \cdot 10^{-3} \quad (II.6)$$

- **Niveau fragile de la courbe de transition**

Nous retiendrons la relation de Corten et Sailors [10] :

$$K_{Id}^2 = \alpha \cdot E \cdot KV \quad (II.7)$$

Le coefficient α varie entre $0,65 \cdot 10^{-3}$ et 10^{-3} selon la nature du métal. Pour les aciers doux de construction, on choisit $\alpha = 0,65 \cdot 10^{-3}$.

Le K_{Id} est la valeur dynamique de K_{IC} [$MPa\sqrt{m}$], σ_e [MPa] et KV [Joules].

Les courbes de K_{IC} et K_{Id} sont décalés de la même façon que le sont les courbes de KV statique et dynamique par un décalage de température ΔT , Barsom et Rolfe proposent d'exprimer ce décalage par :

$$\Delta T = 95 - \sigma_e \quad \text{pour } 250 \leq \sigma_e \leq 950 \text{ MPa}$$

$$\Delta T = 0 \quad \sigma_e \geq 950 \text{ MPa.} \quad (II.8)$$

II.5.3. Limite de validité

Les expressions précédemment énoncées ne sont valables que dans le cas d'un matériau isotrope ayant un comportement élastique linéaire. Par ailleurs, la concentration de contrainte en fond de la fissure crée une plastification locale. Il est nécessaire que la taille de cette zone soit petite par rapport aux dimensions de la structure et la fissure, pour respecter la distribution élastique des contraintes.

La mécanique linéaire élastique de la rupture est donc d'autant plus applicable que la zone plastique est petite, ce qui impose aux structures d'avoir des dimensions très supérieures à la taille de cette zone.

L'ASTM, dans sa recommandation E-399-72, impose aux éprouvettes utilisées pour la détermination du facteur d'intensité de contrainte d'avoir une épaisseur t et une longueur de fissure a telles que :

$$t, a \geq 2,5 \cdot \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_e} \right)^2 \quad (\text{II. 9})$$

Tel que t et a en mètres, K_{IC} en $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$, σ_e en MPa.

Ceci correspond à imposer à t et a d'être supérieure 50 fois la taille de la zone plastique en état de contraintes planes, et 17 fois cette taille en état de déformations planes.

La relation (II.9) si elle n'est pas vérifiée, on procède au calcul de facteur d'intensité de contrainte corrigé ou effectif, en prenant en considération la taille de la zone plastique.

II.5.4. Théorie de Griffith (paramètre G)

C'est à Griffith que l'on doit en 1920 l'approche énergétique de la mécanique de la rupture. Considérons une plaque de dimension infinie munie d'une fissure de longueur $2a$ est soumise à une contrainte appliquée à un chargement uniaxial. Le matériau ayant le module de Young E , l'énergie G s'exprime :

$$G = \frac{\pi\sigma^2 a}{E} \quad (\text{II. 10})$$

II.5.5. Taux de restitution d'énergie

La puissance mécanique disponible pour ouvrir une fissure de surface A est égale à la variation de l'énergie potentielle totale P , appelée taux de restitution d'énergie [Joule/m²] :

$$G = - \frac{\partial P}{\partial A} \quad (\text{II. 11})$$

- Propagation si : $G - 2\gamma^s \geq 0$

- Arrêt si : $G - 2\gamma^s \leq 0$

Avec γ^s énergie spécifique de rupture par unité de surface.

II.5.6. Mesure de GIC par essai de choc

E. Plati et J.G. Williams [11] ont proposé une méthode d'exploitation des résultats de choc Charpy ou Izod permettant de déduire l'énergie de rupture G_{IC} du matériau.

Pour le cas des ruptures fragiles, ces deux auteurs ont considéré une éprouvette avec une fissure de longueur a et de surface A , soumise à une charge P entraînant un déplacement x .

Si la déformation de cette éprouvette est purement élastique, sa compliance est exprimée par :

$$C(a) = \frac{x}{P} \quad (II. 12)$$

L'énergie élastique emmagasinée a pour expression :

$$U = \frac{1}{2}Px = \frac{1}{2}PC^2 \quad (II. 13)$$

Le taux de restitution d'énergie d'une éprouvette est déterminé par la relation :

$$G = \frac{dU}{dA} = \frac{1}{2}P^2 \frac{dC}{dA} = \frac{1}{2} \frac{P^2}{B} \frac{dC}{da} \quad (II. 14)$$

Pour une rupture fragile (instable) (figure II.5) celle-ci s'effectue sans apport d'énergie supplémentaire de la part des forces extérieures. L'énergie consommée par la création de deux surfaces est prélevée sur l'énergie élastique stockée et l'énergie perdue par le marteau sera égale à l'énergie élastique emmagasinée jusqu'au moment de l'amorçage.

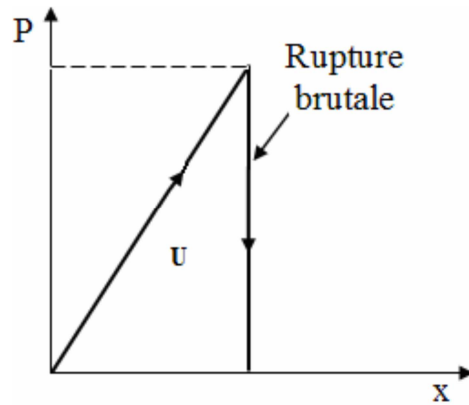


Figure II.5 : Courbe force-déplacement d'une rupture fragile

En tirant la valeur de P^2 à partir de la dernière équation et en la remplaçant dans l'expression de l'énergie élastique U , nous obtenons :

$$P^2 = \frac{2G_c \cdot B}{dC/da} \quad (II.15)$$

Et :

$$U = G_c \cdot B \cdot \frac{C}{dC/da} = G_c \cdot B \cdot W \cdot \frac{C}{dC/d(a/W)} = G_c \cdot B \cdot W \cdot \phi \quad (II.16)$$

B est l'épaisseur de l'éprouvette [mm], W sa largeur [mm] et Φ représente un facteur de calibration dépendant de la profondeur de l'entaille et de rapport (W/L). Ce facteur a été tabulé par E. Plati et J.G. Williams.

L étant la longueur entre appuis.

La valeur de G_c est donnée par la pente de la courbe $U = f(BW\Phi)$ pour une série d'éprouvettes avec différentes profondeurs d'entailles.

Relations entre G et K

Dans le cas du mode I on aura les relations suivantes :

$$G = \frac{K_I^2}{E} (1 - \nu^2) \quad \text{en déformations planes} \quad (II.17)$$

$$G = \frac{K_I^2}{E} \quad \text{en contraintes planes} \quad (II.18)$$

Plus généralement, lorsque les trois modes sont présents, on obtient la relation d'Irwin sous la forme :

$$G = \frac{1 - \nu^2}{E} (K_I^2 + K_{II}^2) + \frac{1 + \nu}{E} K_{III}^2 \quad (II.19)$$

II.6. MECANIQUE ELASTO-PLASTIQUE DE LA RUPTURE

II.6.1. Position du problème

Dans le plan de la fissure, la courbe représentant l'équation (II.20) a l'allure donnée sur la figure II.6.

$$\sigma_y = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (II.20)$$

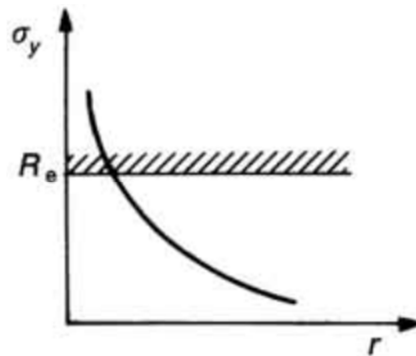


Figure II.6 : Courbe $\sigma_y=f(r)$

On constate que lorsque $r \rightarrow 0$ la contrainte devient infinie, ce qui est en contradiction avec la théorie de l'élasticité.

Il faut donc modifier le modèle de calcul pour tenir compte du phénomène de plasticité en déterminant l'importance et la forme de la zone plastique au moyen des critères de dimensionnement usuels de la Résistance des Matériaux et en corrigeant le facteur d'intensité des contraintes précédent K.

II.6.2. Zone plastique

Autour du fond de fissure, il existe une zone de déformation plastique dont la frontière est le lieu des points où le champ de contraintes satisfait un critère de limite élastique σ_e .

On détermine l'étendue de la zone plastique par l'utilisation des critères de Tresca et de Von Mises (figure II.7). [9]

▪ **Contraintes planes :**

$$\text{Von Mises : } r = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cdot \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 + 3\sin^2 \frac{\theta}{2}\right) \quad (\text{II. 21})$$

$$\text{Tresca : } r = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cdot \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin^2 \frac{\theta}{2}\right)^2 \quad (\text{II. 22})$$

▪ **Déformations planes :**

$$\text{Von Mises : } r = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cdot \cos^2 \frac{\theta}{2} \left[(1 - 2\nu)^2 + 3\sin^2 \frac{\theta}{2}\right] \quad (\text{II. 23})$$

$$\text{Tresca : } r = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \cdot \cos^2 \frac{\theta}{2} \left(1 - 2\nu + \sin^2 \frac{\theta}{2}\right)^2 \quad (\text{II. 24})$$

La figure II.7 montre l'étendue des zones plastiques et, en particulier, la différence entre l'état de déformations planes et l'état de contraintes planes.

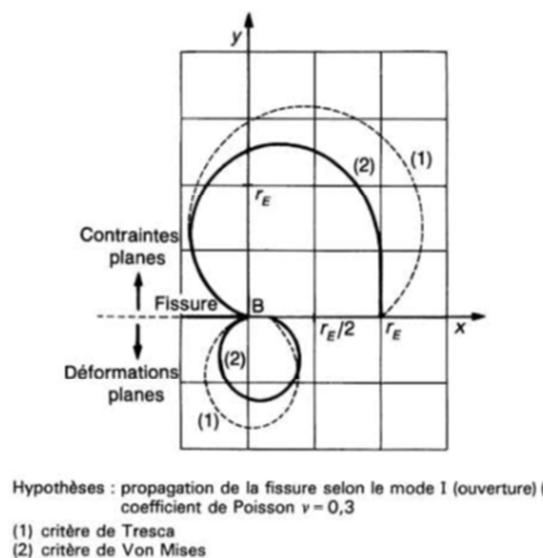


Figure II.7 : Étendue des zones plastiques selon les deux critères de Tresca(1) et Von Mises(2)

II.6.3. Profil équivalent d'Irwin

La zone plastique à fond de fissure est en fait plus étendue, car le matériau doit supporter localement une force supplémentaire correspondant à l'aire hachurée (figure II.8). D'après Irwin [12], la structure se comporte comme si elle contenait une fissure de longueur effective a_{eff} égale à :

$$a_{eff} = a + r_E \tag{II. 25}$$

L'expression de K_I correspondant au cas d'une plaque infinie est modifiée comme suit :

$$K_I = \sigma_\infty \sqrt{\pi(a + r_E)} \quad \text{avec: } r_E = \frac{K_I^2}{2\pi\sigma_e^2} \tag{II. 26}$$

De façon plus générale, le facteur d'intensité des contraintes doit être corrigé pour tenir compte de la plasticité en extrémité de fissure.

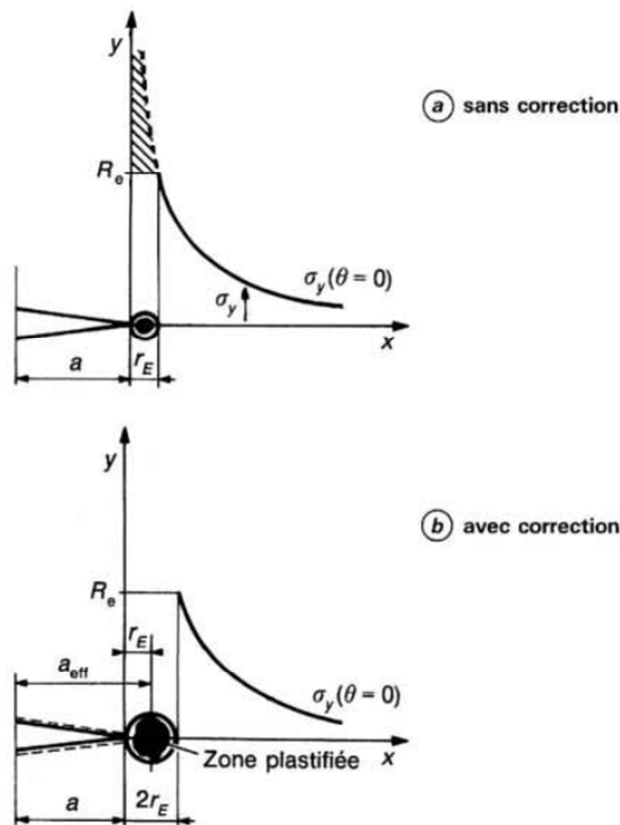


Figure II.8 : Modèle simple de déformation plastique à la pointe de la fissure, avec ou sans correction d'Irwin

II.6.4. Intégrale de Rice

Rice [13] a défini une intégrale curviligne le long d'un contour fermé Γ entourant le front de fissure (figure II.9), qui est définie de la façon suivante :

$$J = \int_{\Gamma} \left(w \cdot dy - \vec{t} \cdot \frac{\partial \vec{u}}{\partial x} \cdot ds \right) \quad (\text{II. 27})$$

Avec Γ : contour qui entoure la fissure ; w : densité d'énergie de déformation ; \vec{t} : vecteur de contrainte sur le contour ; \vec{u} : vecteur déplacement, ds : élément de contour.

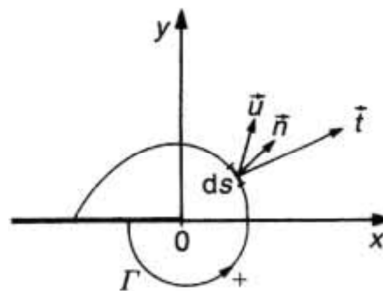


Figure II.9 : Front de fissure pour la définition de l'intégrale de Rice

Cette intégrale est indépendante du contour et l'on montre que si la plasticité est suffisamment confinée :

$$J = G = \frac{K^2}{E'} \quad (\text{II. 28})$$

Avec $E' = E$ (module d'Young) en contraintes planes ;

$$E' = \frac{E}{1 - \nu^2} \quad \text{en déformations planes}$$

II.7. CONCLUSION

La ténacité ou résistance à la rupture dépend de plusieurs paramètres dont la géométrie de la structure. Cette ténacité dépend aussi soit de la triaxialité des contraintes, soit du facteur d'entrave à la plasticité (rapport de la contrainte maximale sur la contrainte nominale). L'aperçu qu'on a fait jusqu'à maintenant sur les matériaux composites est indispensable, pour connaître mieux leurs comportements mécaniques qui présentent un paramètre très important dans l'étude des matériaux, on présentera les essais mécaniques dans le chapitre trois.

Chapitre III

Essais mécaniques

III.1. INTRODUCTION

L'ingénieur mécanicien a besoin de connaître le comportement mécanique des matériaux utilisés pour fabriquer diverses structures. 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.). Les essais mécaniques nous permettront de donner des valeurs numériques à ces propriétés.

III.2. ESSAIS STATIQUES

III.2.1. Essai de traction

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

III.2.1.1. Traction longitudinale

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

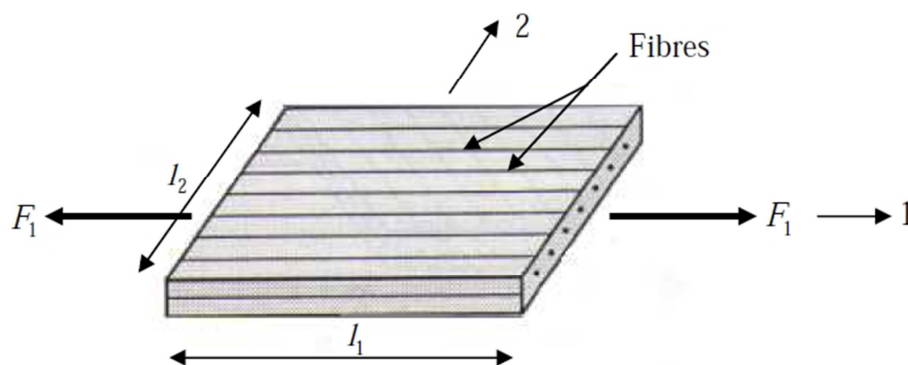


Figure III.1 : Essai de traction longitudinale

La contrainte normale σ_{11} est donnée par :

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

Les déformations longitudinales et transversales sont données respectivement par :

$$\varepsilon_{11} = \frac{\Delta l_1}{l_1} \quad (\text{III. 2})$$

$$\varepsilon_{22} = \frac{\Delta l_2}{l_2} \quad (\text{III. 3})$$

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

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

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

III.2.1.2. Traction transversale

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

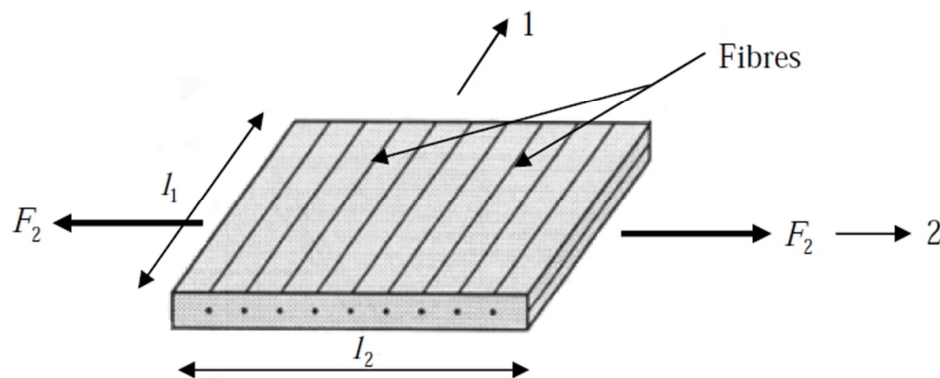


Figure III.2 : Essai de traction transversale

La contrainte normale σ_{22} est donnée par :

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

Le module de Young transversal E_T et le coefficient de poisson ν_{TL} sont calculés respectivement par les relations (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.2.1.3. 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.3). La charge F est exercée suivant la direction x sur la section du matériau.

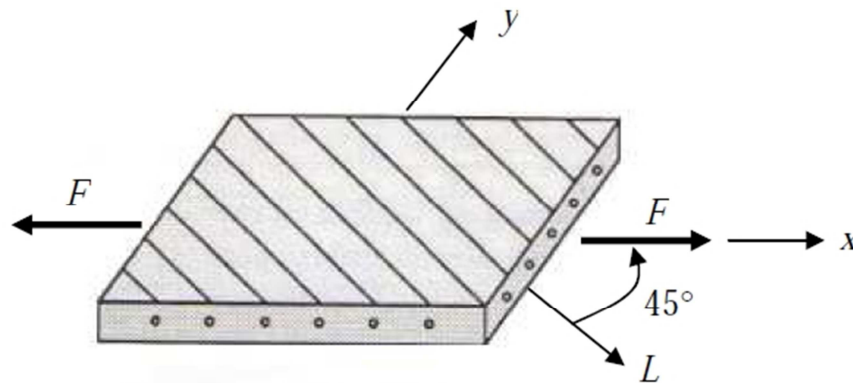


Figure III.3 : Essai de traction hors axes

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

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

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

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

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.2.2. Essai de compression

L'essai consiste à appliquer à vitesse constante un effort de compression sur un barreau parallélépipédique disposé verticalement (figure III.4). 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.

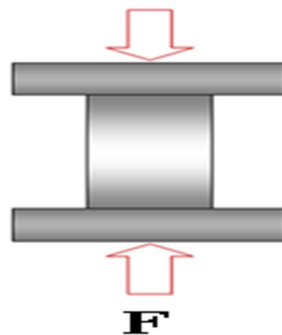


Figure III.4 : Essai de compression

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 : F_r charge à la rupture

l Longueur de l'éprouvette

h épaisseur de l'éprouvette

III.2.3. 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.2.3.1. Essai de flexion trois points

Les essais de flexion trois points (figure III.5) 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.

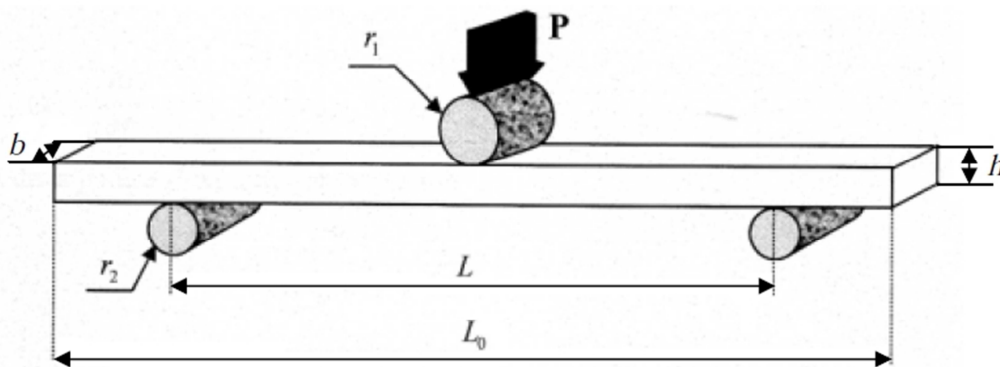


Figure III.5 : Dispositif d'essai et dimensions de flexion trois points

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.6.

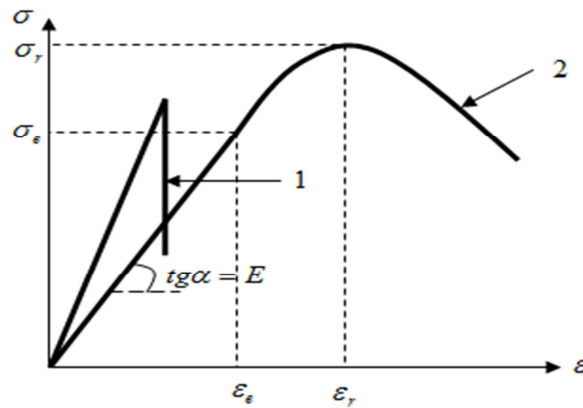


Figure III.6 : Courbe de contrainte-déformation : 1) matériau fragile; 2) matériau ductile

La variation de la contrainte normale σ_f est donnée par la relation :

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

Et la contrainte de cisaillement interlaminaire τ 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 :

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

III.2.3.2. 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.7) où l'effort tranchant est nul dans la zone des contraintes maximales.

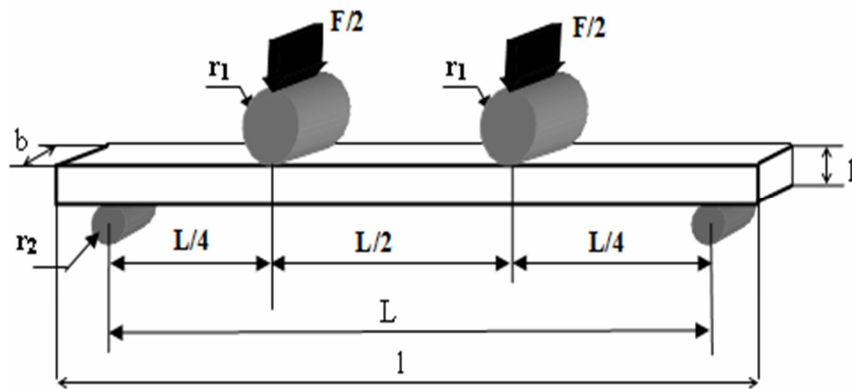


Figure III.7 : Essai de flexion à quatre points

La contrainte de flexion s'exprime :

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

Le module de flexion :

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

III.2.3.3. Essai de flexion par flambement

Lorsqu'on exerce un effort de compression sur une poutre bi-articulée à fort élancement, la ruine de la structure ne se produit pas par rupture en compression comme le prédit la résistance des matériaux, mais par un phénomène de courbure de grande amplitude appelée flambement (figure III.8). 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.

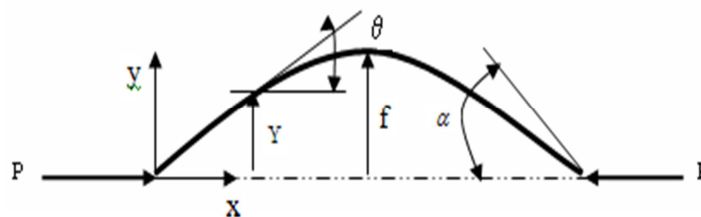


Figure III.8 : Configuration de flambement

II.2.4. 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.3. ESSAIS DYNAMIQUES

III.3.1. Essai de résilience

Il arrive souvent que les matériaux de très bonnes qualités plastiques sous les efforts statiques deviennent très fragiles sous l'action du choc. La résilience caractérise la résistance aux chocs des matériaux (cité dans le chapitre II). C'est une caractéristique mécanique importante.

III.3.2. 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 (ε) ou contrainte (σ) sinusoïdale imposée sont :

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

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

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

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

Ces paramètres sont aussi valables en déformation imposée en remplaçant le terme σ par ε ; un cycle sinusoïdal de fatigue est alors entièrement décrit par les trois paramètres σ_{max} (ε_{max}), R et f (fréquence de l'essai) [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.9) :

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

Remarque

Pour $R=1$, on n'est plus dans la fatigue dynamique mais dans la fatigue statique (fluage, relaxation). Pour des conditions d'essai données (et en particulier pour un niveau ϵ_{max} , ou σ_{max} de sollicitations), on définit la durée de vie du matériau comme le nombre de cycles que le matériau peu supporter avant de rompre

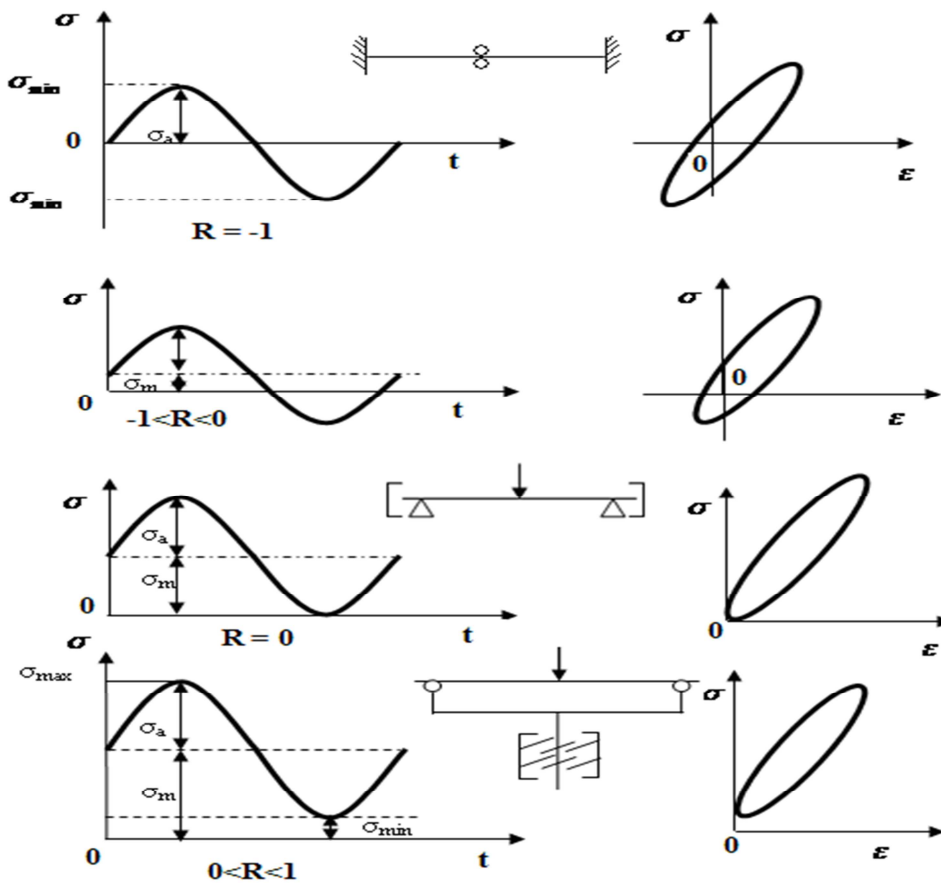


Figure III.9 : Différents cas de sollicitations

III.4. ESSAIS DE DURETE

La dureté peut être définie comme une mesure de la résistance à la déformation plastique localisée. Les méthodes de mesure de la dureté (essais Brinell, Vickers et Rockwell ... etc.) sont basées sur la pénétration d'un indenter à la surface du matériau.

Une valeur de dureté est déterminée par la mesure de dimension de l’empreinte fait par l’indenter soumis à des charges et des vitesses d’application contrôlées.

III.4.1. L’essai de dureté Brinell (HB)

L’essai de dureté Brinell est l’un des plus anciens. Il consiste à appliquer une bille d’acier ou de carbure de tungstène à la surface de la pièce, et à la maintenir pendant un temps bien défini (de l’ordre d’une vingtaine de secondes) et une force déterminée (de 150 à 30 000 N), suivant la norme NF EN ISO 6506. La mesure du diamètre de l’empreinte, une fois le pénétrateur retiré, permet d’accéder à la dureté Brinell (exprimée en unités HB) du matériau (figure III.10). [18]

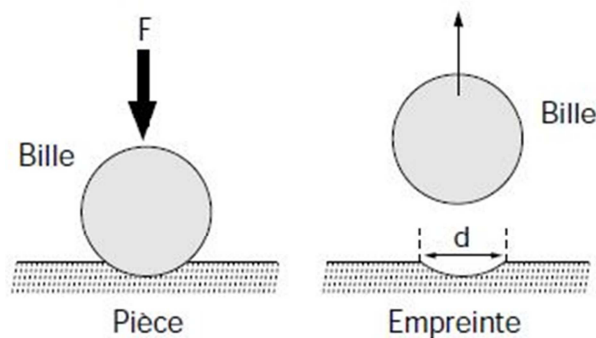


Figure III.10 : Essai de dureté Brinell

III.4.2. L’essai de dureté Vickers (HV)

Il consiste lui aussi à mesurer la taille de l’empreinte laissée par un pénétrateur, mais celui-ci est une pyramide en diamant d’angle au sommet 136° (figure III.11). Le temps de pénétration et la charge appliquée (de 50 à 1 000 N) suivent la norme NF EN ISO 6507. Une fois le pénétrateur retiré, on mesure (manuellement ou à l’aide d’un système optique) les deux diagonales de l’empreinte afin d’exprimer la dureté du matériau en unités Vickers (HV). [18]

L’essai Vickers peut aussi être étendu à de plus faibles charges, de 2 à 50 N (on parle alors de “dureté Vickers sous charge réduite”), voire à la microdureté (en deçà de 2 N).

III.4.3. L'essai de dureté Knoop (HK)

C'est une variante de la dureté Vickers. Son pénétrateur (de forme pyramidale à base losange) crée une empreinte plus allongée.

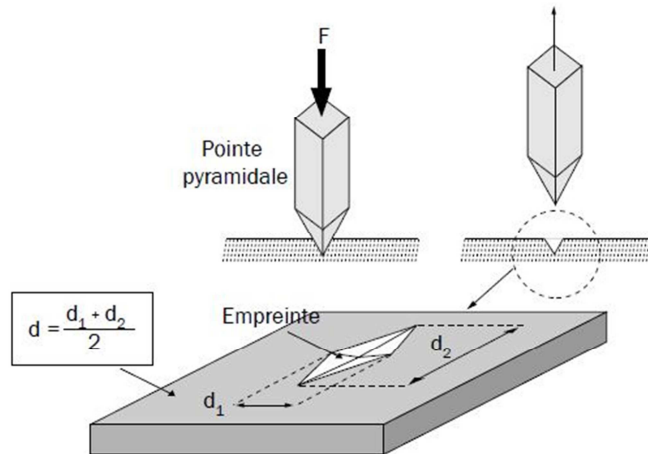


Figure III.11 : Essai de dureté Vickers

III.4.4. L'essai de dureté Rockwell (HR)

On utilise un principe légèrement différent. Il fait bien appel à la pénétration d'un indenteur, mais au lieu de mesurer les dimensions de l'empreinte comme l'essai Brinell ou Rockwell, il consiste à mesurer une profondeur de pénétration (norme NF EN ISO 6508). L'essai se déroule en trois étapes : l'application d'une précharge (à travers un cône ou une bille), puis celle d'une charge supplémentaire (surcharge), puis un retour à la précharge. Le pénétrateur reste alors enfoncé d'une certaine profondeur (supérieure à la profondeur obtenue sous une simple précharge). En la mesurant, on accède à la dureté Rockwell (HR) du matériau (figure III.12).

Cet essai se décline en plusieurs variantes (échelles Rockwell A, B, C, D, E, F, G, H, K, N, T, etc.) suivant les conditions dans lesquelles il est effectué (type et taille du pénétrateur, précharge, force d'essai, etc.). [18]

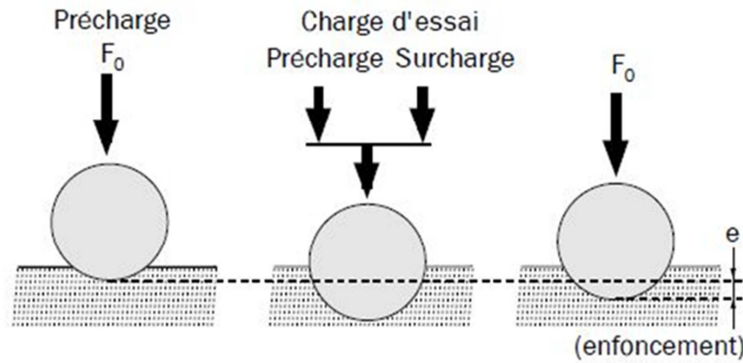


Figure III.12 : Essai de dureté Rockwell

III.5. ESSAIS SUR EPROUVETTES MODELES (TEST D'EXTRACTION « PULL-OUT »)

Les propriétés de l'interface fibre - matrice jouent un rôle déterminant sur les performances des composites à renforts fibreux. Ces essais sont réalisés sur des échantillons dont la géométrie est en général propre à chaque test et qui ne contiennent qu'une seule fibre entourée de résine (éprouvettes mono filamentaires).

Le principe de cet essai consiste à soumettre une fibre, dont une partie est enchâssée dans une gaine de matrice, à une contrainte de traction uniaxiale (figure III.13) jusqu'à provoquer la décohésion à l'interface, puis l'extraction complète de la fibre.



Figure III.13 : Schéma d'une éprouvette modèle soumise à un test pull-out

III.6. ESSAIS SUR PRODUITS FINIS

III.6.1. Test d'indentation « push-out »

Cette technique consiste à appuyer à l'aide d'un indenteur sur une fibre, qui se présente perpendiculairement aux surfaces de l'échantillon, afin de l'extraire de la matrice en utilisant des échantillons minces (épaisseur de 1 à 3mm) (figure III.14). Dans

ce test, la décohésion est totale sur l'interface et la fibre glisse sur toute sa longueur pendant l'étape du glissement.

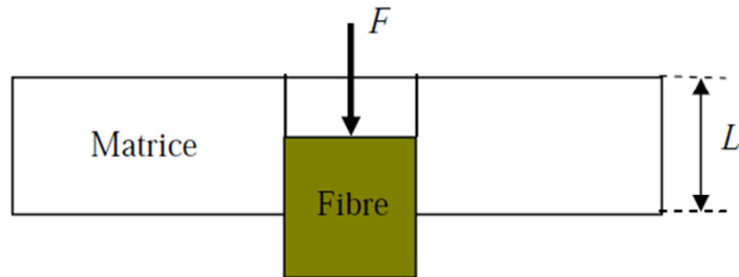


Figure III.14 : Principe de l'essai de push-out

Dans les composites à matrice ductile (métallique), un problème de flexion de l'éprouvette peut apparaître si la distance du support X est très grande par rapport au diamètre de la fibre (Figure III.15).

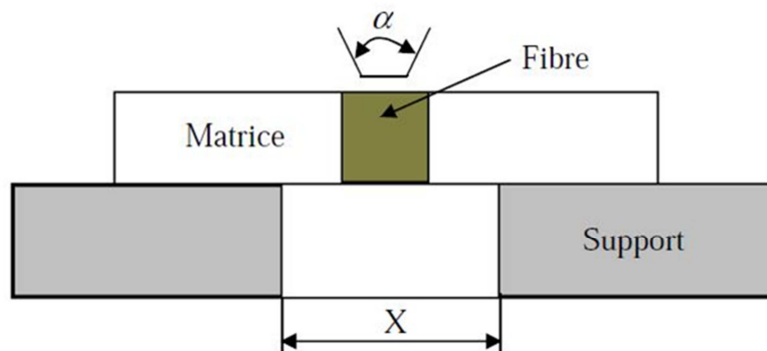


Figure III.15 : Géométrie conique de l'indenteur pour l'essai de push-out

III.6.2. Test de compression « slice »

Ce test consiste à solliciter en compression un composite modèle entre deux plaques (figure III.16), afin de déterminer la contrainte de compression pour laquelle un début de décohésion est détecté.

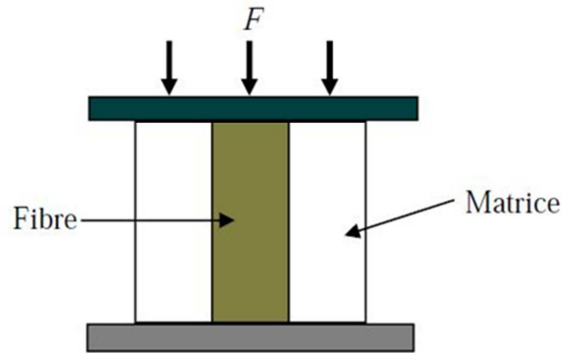


Figure III.16 : Principe d'un essai de slice

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.

Pour l'étude de 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 sur l'influence de ces mécanismes d'endommagement fera l'objet du quatrième chapitre.

CHAPITRE IV

Endommagements des matériaux composites

IV.1. INTRODUCTION

L'étude du comportement mécanique d'un matériau conduit à prendre en compte la détérioration progressive qui mène à sa rupture macroscopique. Cet endommagement peut trouver son origine dans le développement des défauts, présents dès l'étape d'élaboration ou induits par des sollicitations diverses lors de son utilisation.

L'endommagement des matériaux composites est complexe ; il se manifeste généralement par la combinaison de trois modes : rupture de fibre, décohésion de l'interface fibre-matrice et fissuration de la matrice. Ainsi, il existe des paramètres qui jouent un rôle très important dans la cinétique de l'endommagement que nous allons aborder dans ce chapitre.

IV.2. LES DIFFERENTES ECHELLES D'OBSERVATION DE L'ENDOMMAGEMENT

De manière générale, l'endommagement est défini comme un ensemble de changements microstructuraux au sein du matériau qui occasionne une détérioration irréversible plus ou moins importante. Par exemple, quand une structure stratifiée est sollicitée, la dégradation de ses propriétés est effective bien avant sa rupture finale. En outre pour les matériaux composites, notamment ceux à forte anisotropie, sa géométrie dépend, non pas du mode de chargement comme pour les matériaux métalliques, mais de l'arrangement géométrique des constituants du composite. Notons également que l'endommagement présente un caractère unilatéral, les microfissures pouvant se refermer sous l'action du chargement.

Il existe plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifié de plis unidirectionnels ou tissés qui se révèlent à différentes échelles d'observation (figure IV.1). Les plus significatifs sont **[19]** :

- à l'échelle microscopique, apparaissent les ruptures d'adhérence entre les fibres et la matrice : c'est le phénomène de décohésion fibre – matrice;
- à l'échelle mésoscopique, on observe l'apparition de nombreuses fissures intralaminaires mais également la rupture de fibres qui intervient au stade ultime de la ruine du matériau ;

- à l'échelle macroscopique, on observe le phénomène de décollement inter pli : c'est le délaminage.

Pour les matrices renforcées de fibres de verre coupées, les phénomènes d'endommagement observés sont la décohésion fibre/matrice mais aussi la fissuration matricielle.

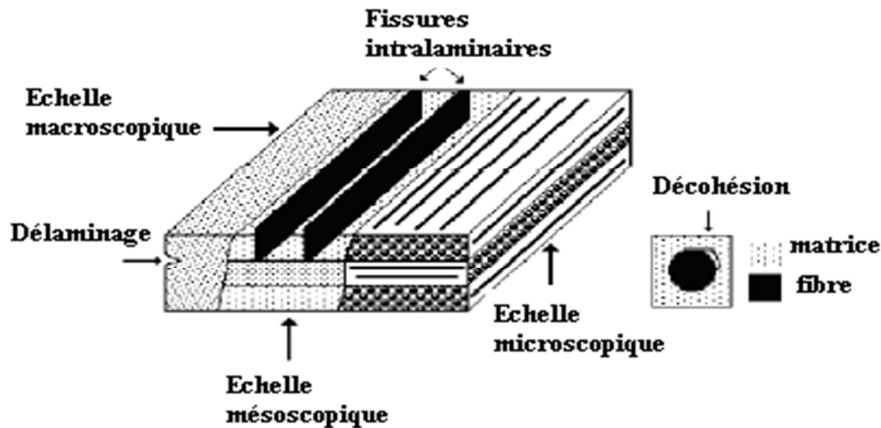


Figure IV.1 : Les différentes échelles d'observation de l'endommagement: illustration sur un matériau stratifié.

IV.3. MECANISME DE RUPTURE DANS UN COMPOSITE

La rupture finale d'un composite est le résultat de l'accumulation de divers mécanismes élémentaires. Ils dépendent notamment de la sollicitation, de l'architecture des constituants et de l'orientation des plis [20] :

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

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.

IV.3.1. Rupture de fibre

La rupture de fibre (figure IV.2) intervient soit à la première mise en charge soit au cours de la sollicitation. On peut dire que la fibre rompt si elle subit une contrainte supérieure à sa résistance. On aperçoit ce phénomène lors d'existence d'un défaut qui subit une concentration de contrainte.

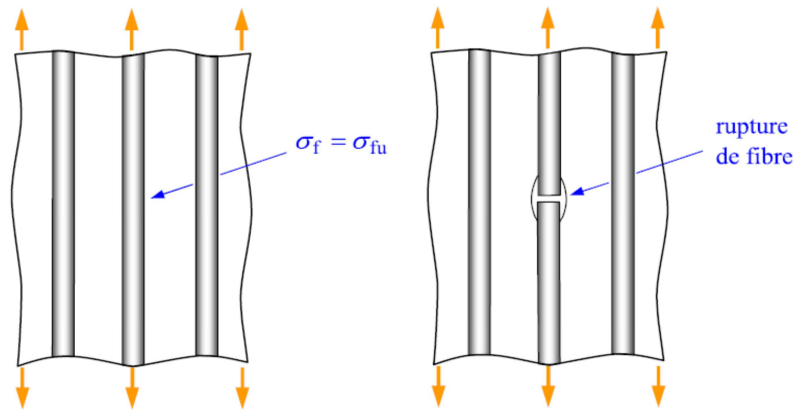


Figure IV.2 : Rupture de fibre

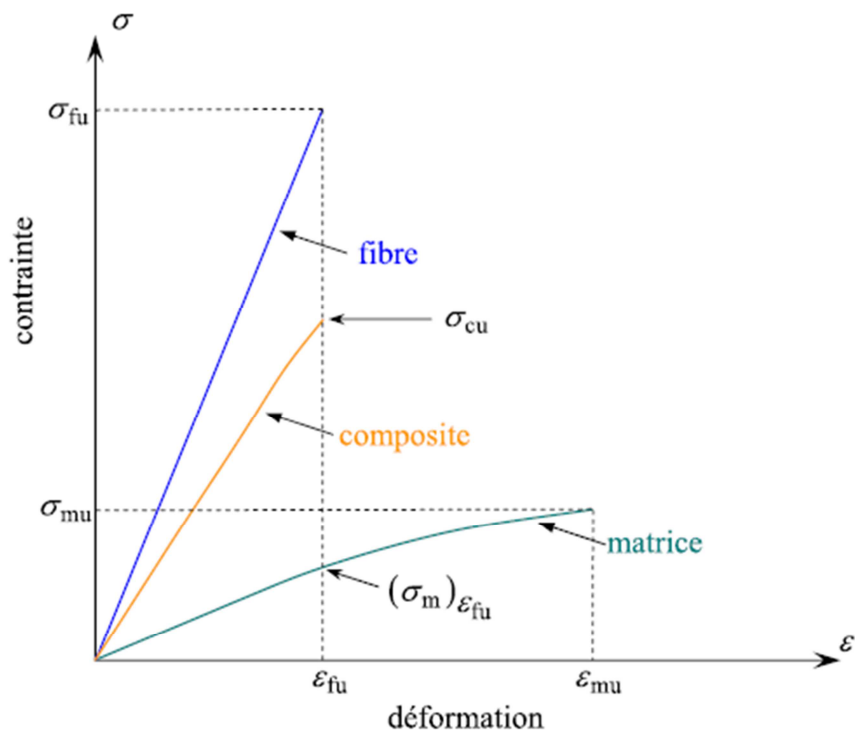


Figure IV.3 : Courbe contrainte-déformation dans le cas où $\epsilon_{fu} < \epsilon_{mu}$

La contrainte de la rupture de composite est donnée par la formule IV.1

$$\sigma_{cu} = V_f \sigma_{fu} + \sigma_{mu} V_m \quad (IV.1)$$

σ_{cu} : Contrainte à la rupture du composite

V_f : Fraction volumique de la fibre

σ_{fu} : Contrainte à la rupture des fibres

V_m : Fraction volumique de la matrice

σ_{mu} : Contrainte à la rupture de la matrice

On trouve aussi l'influence de l'état de la matrice sur les mécanismes de rupture des fibres tel que, on distingue trois modes :

- La matrice est intacte ;
- La matrice est fissurée en mode dispersé ;
- La matrice est fissurée sur toute une section.

IV.3.2. Fissuration matricielle

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 σ_m^R est atteinte. Ces fissures prennent naissance aux défauts présents dans le matériau lors de son élaboration.

En traction longitudinale, la fissuration de la matrice est soit transverse dans le cas où 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 IV.4). Ce dernier mode ne se produit que dans le cas où la contrainte de décohésion 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 [14].

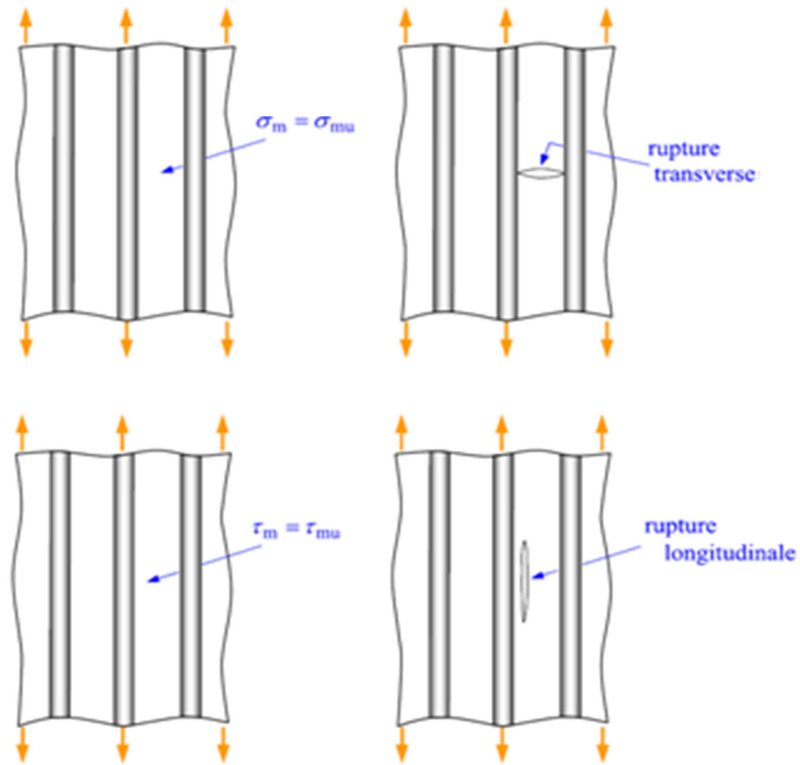


Figure IV.4 : Rupture de la matrice

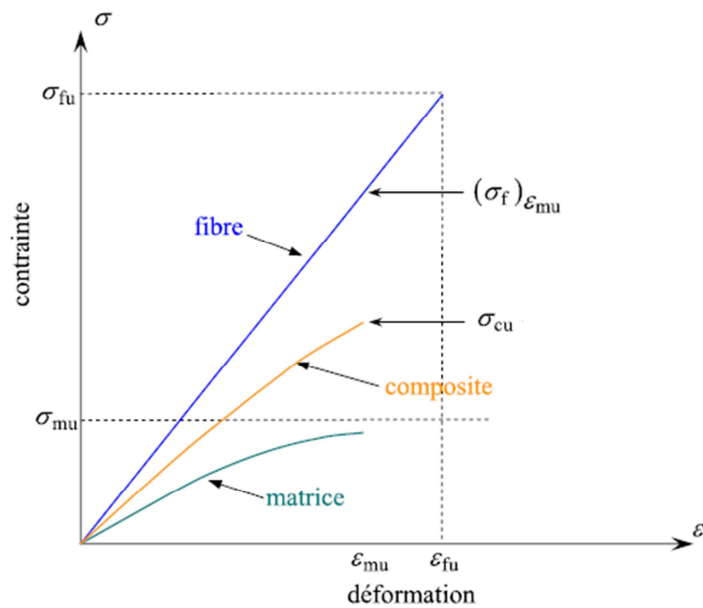


Figure IV.5 : Courbe contrainte-déformation dans le cas où $\epsilon_{mu} < \epsilon_{fu}$

Pour des déformations assez faibles, les fissures n'apparaissent que dans la matrice. L'application des charges cycliques fait augmenter le nombre de fissures. On parle de fissuration dispersée (Figure IV.6). Par contre, pour des contraintes élevées, les fibres se cassent au bout de la longueur et permettent la propagation de fissures. C'est le mode de rupture localisé.

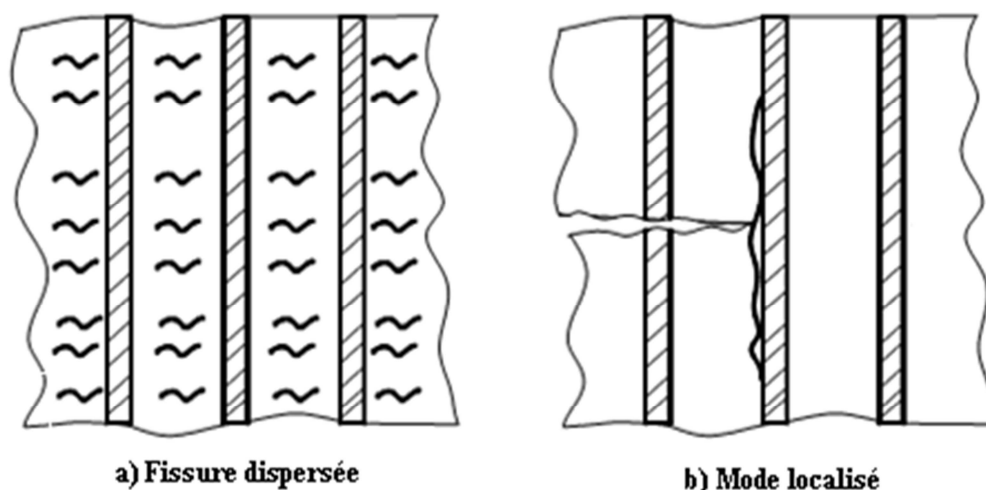


Figure IV.6 : Modes de fissuration de la matrice

IV.3.3. Décohésion fibre-matrice

Dans un matériau composite (thermodurcissable) renforcé par les fibres unidirectionnelles, la décohésion de l'interface intervient lorsque la contrainte de cisaillement τ dans la matrice atteint la contrainte de décohésion τ_d , et cela arrive quand cette dernière est inférieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice τ_m (figure IV.7). [14]

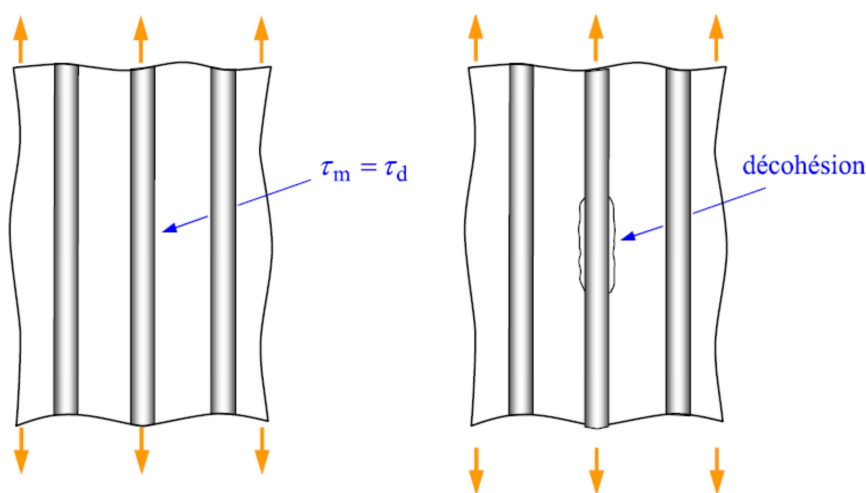


Figure IV.7 : Décohésion fibre-matrice

IV.4. ENDOMMAGEMENTS DES COMPOSITES STRATIFIES

Les matériaux composites stratifiés constitués des couches superposées renforcées de fibres unidirectionnels, de tissus ou de mats peuvent présenter différents types de fissuration (interlaminaire, intralaminaire ou translaminaire) [14]. Ces termes

définissent les plans dans lesquels peuvent se développer les fissures dans les matériaux composites.

- **Fissures interlaminaire** : la fissure se développe suivant un plan parallèle aux couches de renfort, entre deux couches (figure IV.8. a). Ce type d'endommagement se rencontre lors d'essai en mode I ou II (chapitre II), lors d'essai de flexion entre appuis rapprochés ;
- **Fissures Intralaminaire** : le plan de la fissure est perpendiculaire ou parallèle aux couches de renfort à l'intérieure des couches (figure IV.8.b). Ce mode d'endommagement se rencontre lors d'essai de cisaillement ou de traction transverse sur matériau unidirectionnel par exemple ;
- **Fissures translaminaire** : le plan de la fissure est perpendiculaire aux couches et aux renforts (figure IV.8. c). Ce mode d'endommagement est par exemple observé lors d'essai de traction ou compression uniaxial dans le sens des fibres.

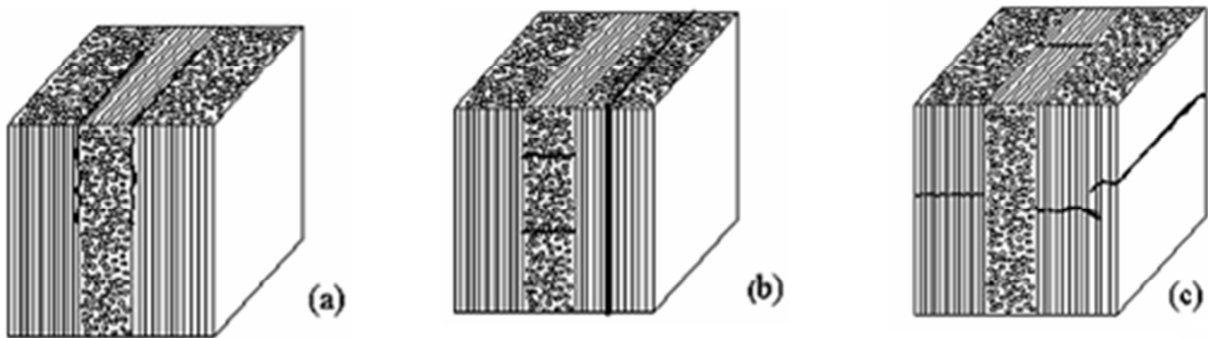


Figure IV.8 : Différents types de fissuration au sein d'un composite

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

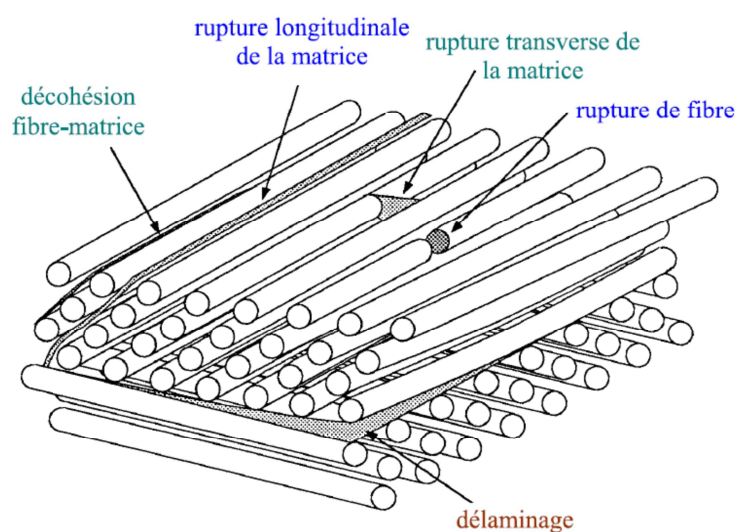


Figure IV.9 : Différents mécanismes de rupture d'un stratifié

IV.4.1. Cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°

Dans le cas d'un stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0° (figure IV.10), le premier phénomène de rupture observé est celui de la fissuration des couches orientées à 90°. La fissuration se produit par rupture longitudinale de la matrice ou/et par rupture de l'interface fibre-matrice dans les couches orientées à 90°. Cette fissuration conduit à la formation des fissures orientées transversalement (figure IV.11) à la direction du chargement mécanique. Ainsi, cette fissuration initiale des couches à 90° est appelée fissuration transverse du stratifié croisé. Lorsque le chargement mécanique est augmenté, le nombre de fissures croît jusqu'à atteindre un état de saturation de la fissuration. Les fissures transverses créent en pointes de fissures, entre les couches orientées à 90° et à 0° des concentrations de contraintes qui conduisent à l'initiation puis à la propagation du délaminage à l'interface entre les couches. Ce délaminage se développe ensuite jusqu'à la rupture finale du stratifié par rupture des fibres et de la matrice dans les couches à 0°. La figure IV.11 montre l'aspect final de la surface après rupture. [14]

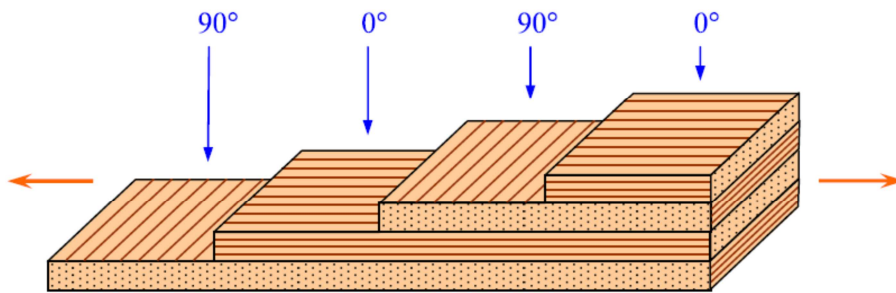
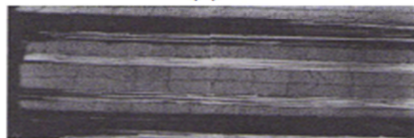


Figure IV.10 : Stratifié croisé soumis à une traction dans la direction 0°



(a)



(b)

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

IV.4.2. Cas d'un stratifié croisé $\pm 45^\circ$, soumis à une traction longitudinale dans la direction 0° (figure IV.12)

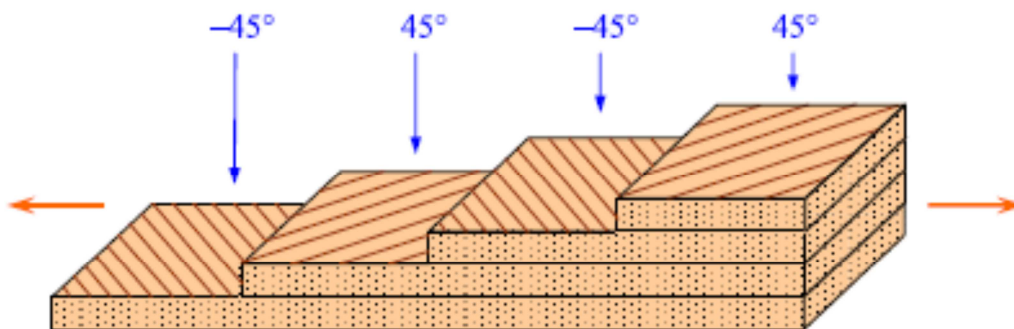


Figure IV.12 : Stratifié croisé $\pm 45^\circ$ soumis à une traction dans la direction 0°

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

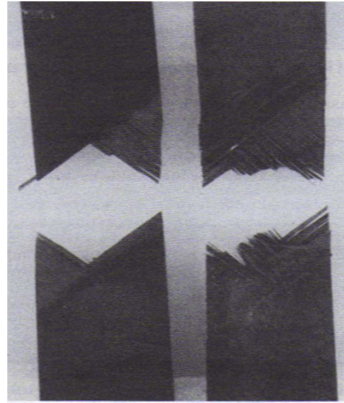


Figure IV.13 : Rupture d'un composite $[\pm 45^\circ]^{2S}$ à fibres de carbone

IV.4.3. Cas d'une plaque trouée soumise à une traction dans la direction 0°

Dans le cas d'une plaque trouée, constituée d'un stratifié $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ soumise à une traction dans la direction 0° (figure IV.14.a), plusieurs phases de fissuration sont observées :

- dans la première phase, il se produit une fissuration longitudinale de la matrice dans les couches à 90° (figure IV.14.b) ;
- dans une deuxième phase, on observe l'initiation de la fissure dans les couches à $\pm 45^\circ$, à partir des fissures propagées dans les couches à 90° , avec une propagation limitée de ces fissures à $\pm 45^\circ$ (figure IV.14.c) ;
- la troisième phase est marquée par l'apparition de fissures longitudinales partant du trou, dans les couches à 0° . Ces fissures génèrent également des fissures secondaires à $\pm 45^\circ$ (figure IV.14.d) ;
- dans la dernière phase, les fissures à 0° produisent un délaminage des couches, suivi de la rupture des couches à 90° , puis des couches à 45° , et enfin d'une rupture des fibres dans les couches à 0° [14], conduisant à la rupture finale de la plaque.

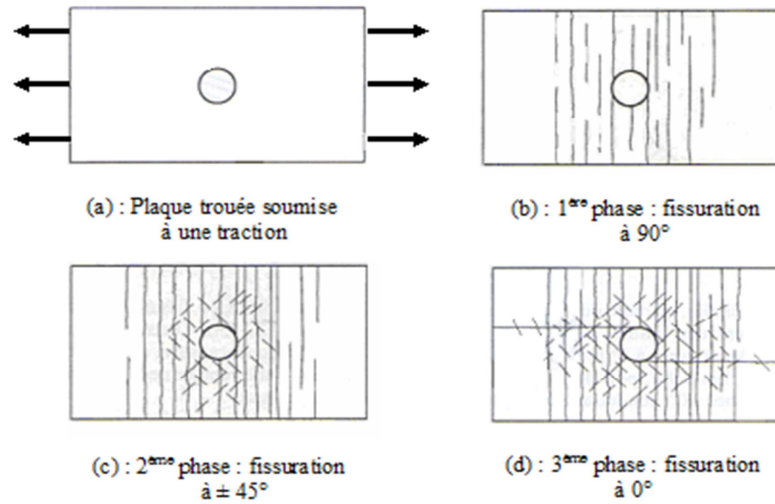


Figure IV.14 : Fissuration d'un stratifié $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]^n$

IV.5. FACTEURS INFLUENÇANT LA RESISTANCE DU COMPOSITE

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

- La probabilité de trouver des défauts dans la fibre augmente quand sa longueur augmente ce qui réduit sa résistance à la rupture (Figure IV.15) [19] ;

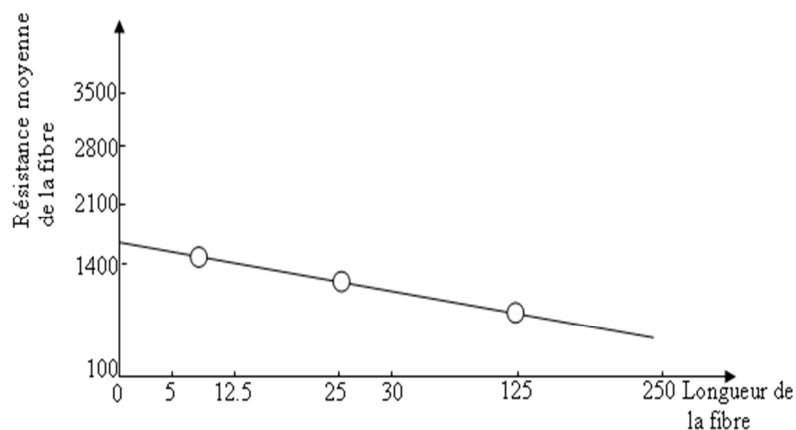


Figure IV.15 : Effet de la longueur d'une fibre de verre E sur la résistance moyenne de la fibre.

- Le diamètre des fibres exerce également une grande influence sur la résistance à la rupture du composite comme illustré sur la (Figure IV.16) [19] ;

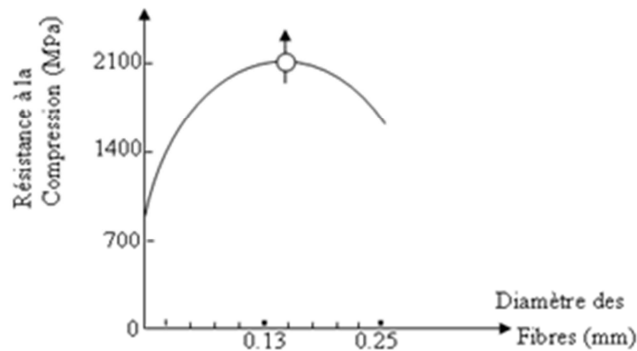


Figure IV.16 : Influence du diamètre des fibres de verre sur la résistance à la compression d'un composite

- La résistance de la résine dépend de son degré de cuisson, de son degré d'homogénéité et du taux de porosité. Les figures (IV.17) [19] et (IV.18) [21] montrent l'influence du taux de porosité sur la résistance au cisaillement et à la compression des matériaux composites ;

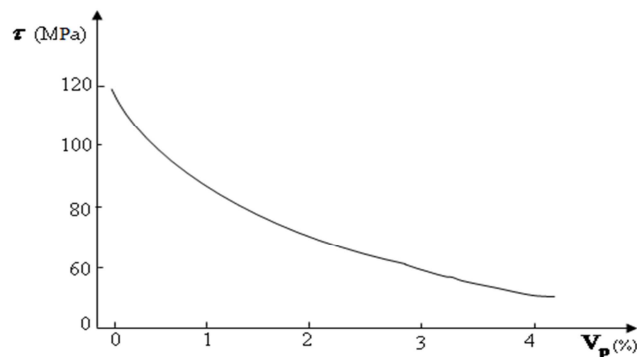


Figure IV.17 : Corrélation entre la résistance au cisaillement du composite et le taux de porosité

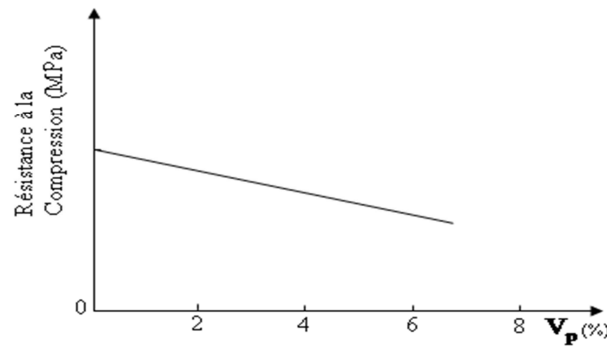


Figure IV.18 : Influence du taux de porosité sur la résistance à la compression du composite à fibre de verre.

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

IV.6. CONCLUSION

La connaissance de l'état d'endommagement d'une structure travaillante en matériaux composites est une nécessité largement reconnue, et ce tant pour des raisons de fiabilité, et par conséquent de sécurité. Si on considère le cycle de vie d'un matériau, on s'aperçoit qu'à chaque étape de sa vie, il est soumis obligatoirement à différentes conditions d'exposition au cours de laquelle ce matériau voit ses propriétés initiales décroître en totalité ou en partie jusqu'à atteindre un seuil minimal qui définit la durée de vie .

L'endommagement désigne toute altération des propriétés d'un matériau au cours du temps, ces propriétés peuvent être des caractéristiques mécaniques, physico-chimique, de surface,...

Chapitre V

Partie expérimentale

V.1. INTRODUCTION

Dans le but d'effectuer une étude des caractéristiques mécaniques par des essais statiques (essai de flexion trois points) et dynamiques (essai de résilience) des matériaux utilisés par l'entreprise ISELMAN, nous avons élaboré des échantillons de ces différents matériaux et on a effectué l'étude suivante.

V.2. MATERIAU DE L'ETUDE

Les matériaux composites utilisés dans cette présente étude proviennent de l'entreprise ISELMAN (Ets : AMOKRANE Abdellah). Ils sont principalement destinés à la fabrication des bateaux de pêche et de plaisance.

Les constituants de base de ces matériaux sont des produits (résine et renfort) commerciaux de composition complexe.

Matrice

Nous avons utilisé une matrice synthétique en polyester thermodurcissable.

Renfort

Les renforts utilisés sont des fibres de verre de type E qui sont sous forme de mats et de tissus (figure V.1).

- Mats à fibres courtes (3 à 5 cm) : 300g/m² et 450g/m².
- Tissu taffetas : 800g/m².

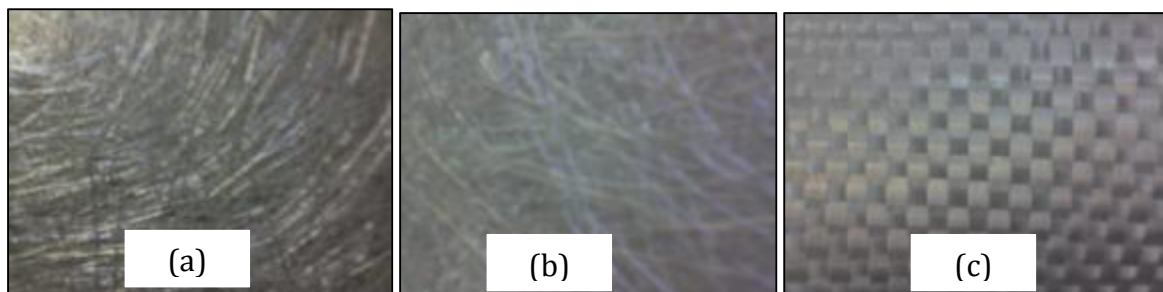


Figure V.1 : Les différents renforts utilisés ; (a) mat 300 g/m², (b) mat 450 g/m², (c) taffetas 800 g/m²

Afin d'évaluer les performances des matériaux, nous sommes conduits à l'élaboration des différents stratifiés qui sont montrés dans le tableau V.1 par la mise en évidence de la contribution des différents renforts.

Lots	Ordre des plis
A	300+450+800+300 (sans gel-coat)
B	gel-coat +800*3
C	gel-coat +450*3
D	gel-coat +300*4
E	gel-coat +2*300+2*450+2*800+2*300
F	gel-coat +800*8
G	gel-coat +450*8
H	gel-coat +300*8
I	gel-coat +450*3+800+450*2+800+450

Tableau V.1 : Différents lots d'éprouvettes d'essais

V.3. ELABORATION DES EPROUVETTES

Les plaques de stratifiés ayant servi au découpage des éprouvettes sont obtenues par le même procédé de fabrication que celui utilisé pour les bateaux de pêche, à savoir, le moulage au contact (figure V.2). Le procédé est manuel, il consiste à nettoyer d'abord le moule avec de la cire (norpol FI-180-10) qui sert d'un agent de démoulage puis passer une fine couche de résine de surface colorée dénommée gel-coat et laisser le tous à température ambiante. Après 12 heures environ, on procède à la disposition des couches successives de renfort imprégnées, de la résine (mélangée à 3% du durcisseur) au moyen d'un pinceau et d'un d'ébulleur qui sert d'un compacteur et chasseur des bulles d'air.

Il est commode de laisser à environ une demi-heure la première couche de renfort au contact avec le gel-coat. L'ensemble est maintenu dans cet état et à température ambiante pendant la polymérisation et jusqu' à la fin de la gélification qui dure à peu près une demi-journée. A la fin de la polymérisation nous procédons au démoulage.

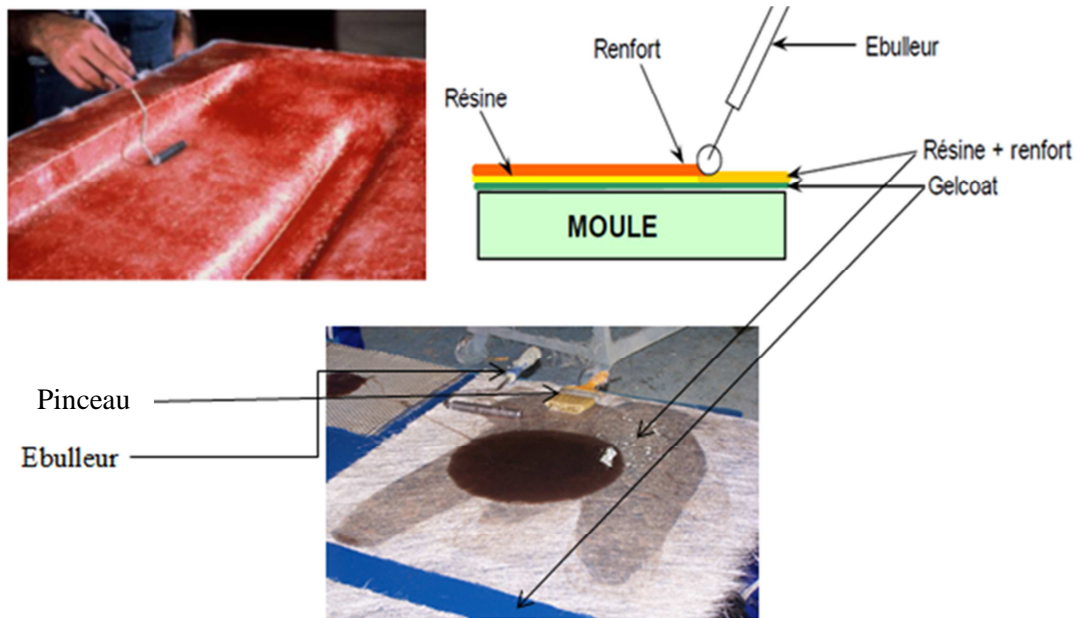


Figure V.2 : Moulage au contact

Les éprouvettes soumises aux essais sont découpées à l'aide d'une scie à disque diamanté suivant deux directions définies relativement à l'axe des chaînes et des trames (figure V.3).

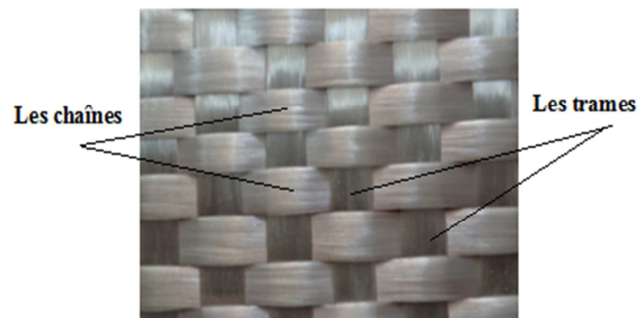


Figure V.3 : Architecture du tissu taffetas 800g/m2

V.4. ESSAI DE FLEXION TROIS POINTS

Afin de déterminer les caractéristiques mécaniques propres de notre matériau, nous avons recours à quelques essais mécaniques. Pour les besoins de notre étude, on a opté pour l'essai de flexion trois points.

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

V.4.1. Géométrie des éprouvettes

Les dimensions des éprouvettes utilisées pour les essais statiques ont été choisies selon la norme NF EN ISO 178, ASTM D790 c'est à dire:

$$l = 20h + 20 \text{ mm } (\pm 1 \text{ mm})$$

Où : l est la longueur de l'éprouvette, b est fonction de h comme indiqué ci-dessous :

$$10 < b \leq 15 \text{ mm} ; h \leq 5 \text{ mm} \quad (\text{voir figure V.4})$$

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

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

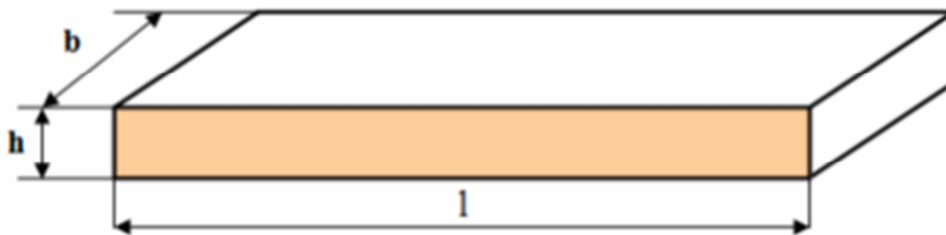


Figure V.4 : Géométrie des éprouvettes pour l'essai de flexion trois points

V.4.2. Machine de flexion utilisée

Les essais de flexion sont réalisés sur une machine de flexion de type Z50 (figure V.5). 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 50 KN, accompagnée par des vitesses de chargement qui varient de 1 à 500 mm/min contrôlées automatiquement. Elle est constituée essentiellement d'une traverse inférieure fixe et d'une traverse supérieure mobile entraînée par deux vis sans fin, mis en rotation par un moteur électrique situé 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 projetées directement sur l'écran d'un ordinateur lié à la machine. Sur chacune des traverses se trouve des mors permettant de fixer l'éprouvette.

Nous avons effectués des essais de flexion à une même vitesse qui est de 2 mm/min et à une température de 25°C.



Figure V.5 : Machine et dispositif de flexion trois points.

V.4.3. Résultat des essais de flexion trois points

Pour une représentation plus cohérente des résultats des essais, nous avons utilisé les formules de passage suivantes données par la théorie des poutres :

$$\sigma_{max} = \frac{3PL}{2bh^2} \quad (V.1)$$

$$\varepsilon_{max} = \frac{6hf}{L^2} \quad (V.2)$$

- σ : la contrainte normale
- ε : la déformation relative
- f : flèche mesurée au cours de l'essai pour chaque charge.

Lot A	b [mm]	h [mm]	P_r [N]	f_r [mm]	σ_r [MPa]	ε_r	σ_e [MPa]	ε_e	E [MPa]
A1	15,57	3,37	140	6,0	80	0,026	50	0,014	3667
A2	15,44	3,35	111	9,4	65	0,041	46	0,017	2918
A3	15,24	3,42	142	7,6	80	0,034	42	0,012	3268
MOY	15,42	3,38	131	7,7	75	0,034	46	0,014	3284

Tableau V.2 : Caractéristiques mécaniques du lot A en flexion

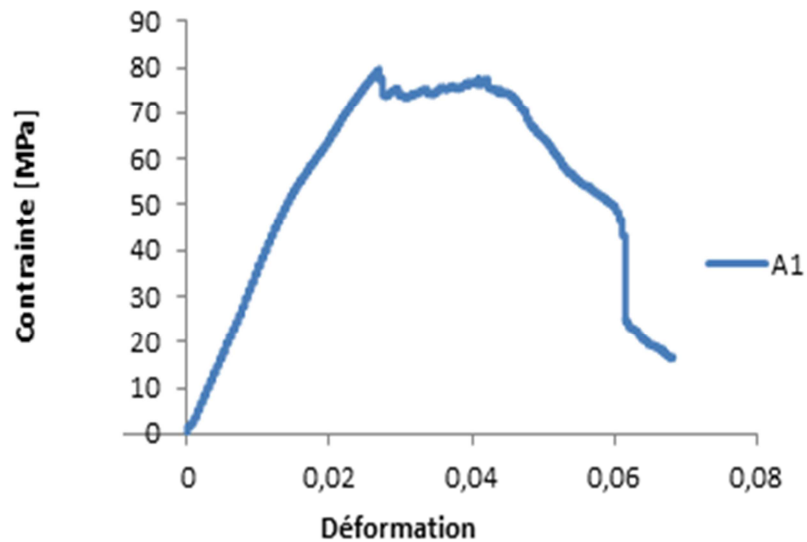


Figure V.6 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon A1

Lot BT	b [mm]	h [mm]	P_r [N]	f_r [mm]	σ_r [MPa]	ε_r	σ_e [MPa]	ε_e	E [MPa]
BT1	15,47	2,91	106	3,3	71	0,016	66	0,013	4824
BT2	15,37	2,87	152	10,6	106	0,053	83	0,017	4857
BT3	15,60	2,88	145	11,6	99	0,058	77	0,016	5260
MOY	15,48	2,88	134	8,5	92	0,042	75	0,015	4980

Tableau V.3 : Caractéristiques mécaniques du lot BT en flexion

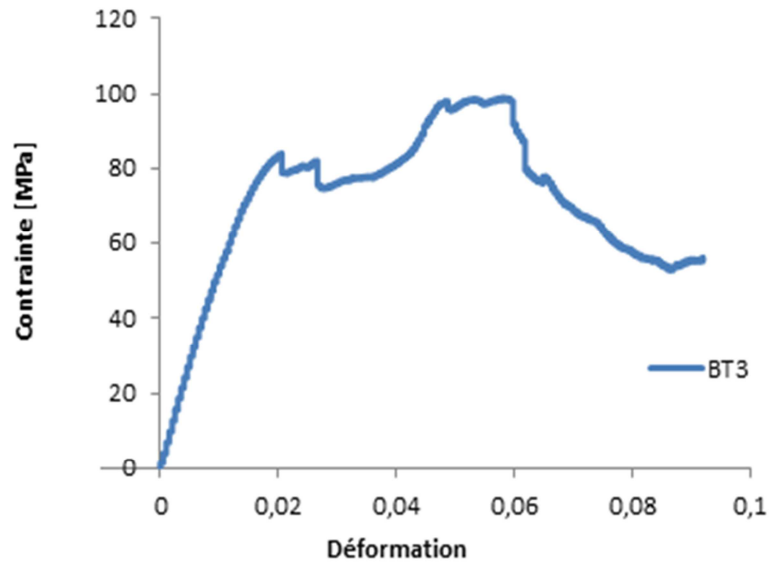


Figure V.7 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon BT3

Lot BC	b [mm]	h [mm]	P_r [N]	f_r [mm]	σ_r [MPa]	ϵ_r	σ_e [MPa]	ϵ_e	E [MPa]
BC1	15,51	2,82	140	12,2	96	0,064	92	0,016	5902
BC2	15,57	3,85	151	9,1	102	0,048	81	0,014	5586
BC3	15,61	2,79	178	11,3	124	0,059	82	0,013	6191
MOY	15,56	3,15	156	10,8	107	0,057	85	0,014	5893

Tableau V.4 : Caractéristiques mécaniques du lot BC en flexion

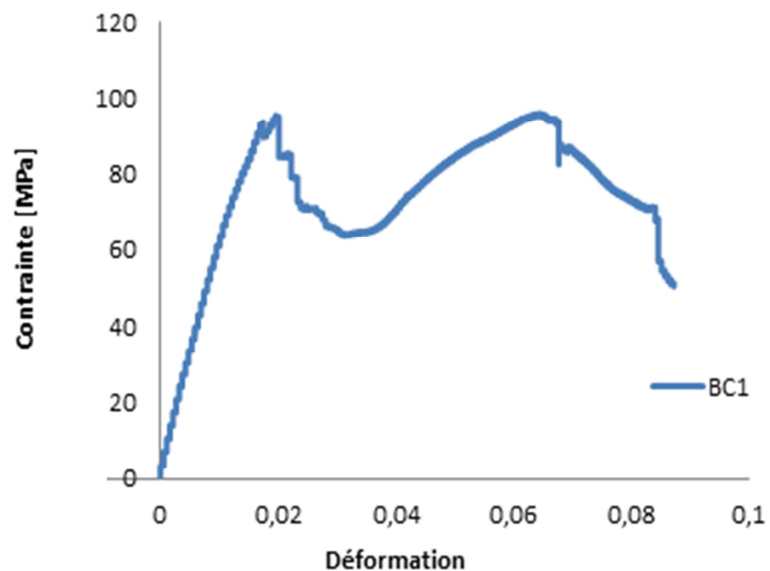
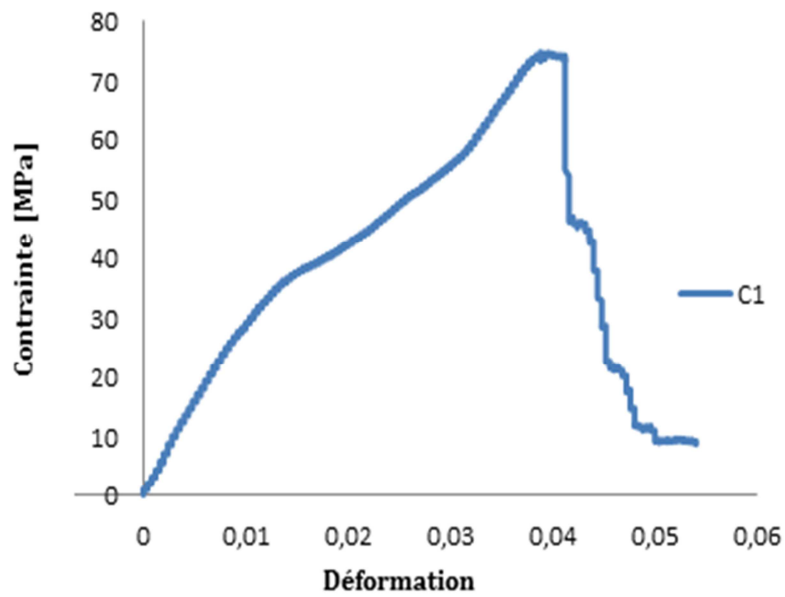


Figure V.8 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon BC1

Lot C	b [mm]	h [mm]	P_r [N]	f_r [mm]	σ_r [MPa]	ε_r	σ_e [MPa]	ε_e	E [MPa]
C1	15,12	3,68	137	9,7	74	0,038	24	0,008	3044
C2	15,23	3,69	114	10,8	61	0,043	26	0,010	2509
C3	15,45	3,79	115	11,3	58	0,046	31	0,014	2322
MOY	15,26	3,72	122	10,6	64	0,042	27	0,010	2625

Tableau V.5 : Caractéristiques mécaniques du lot C en flexion

Figure V.9 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon C1

Lot D	b [mm]	h [mm]	P_r [N]	f_r [mm]	σ_r [MPa]	ε_r	σ_e [MPa]	ε_e	E [MPa]
D1	15,23	3,50	99	7,1	55	0,030	36	0,015	2390
D2	15,36	3,10	93	9,2	66	0,035	22	0,008	2865
D3	15,06	3,71	118	6,3	59	0,030	48	0,019	2813
MOY	15,21	3,43	103	7,5	60	0,032	35	0,014	2689

Tableau V.6 : Caractéristiques mécaniques du lot D en flexion

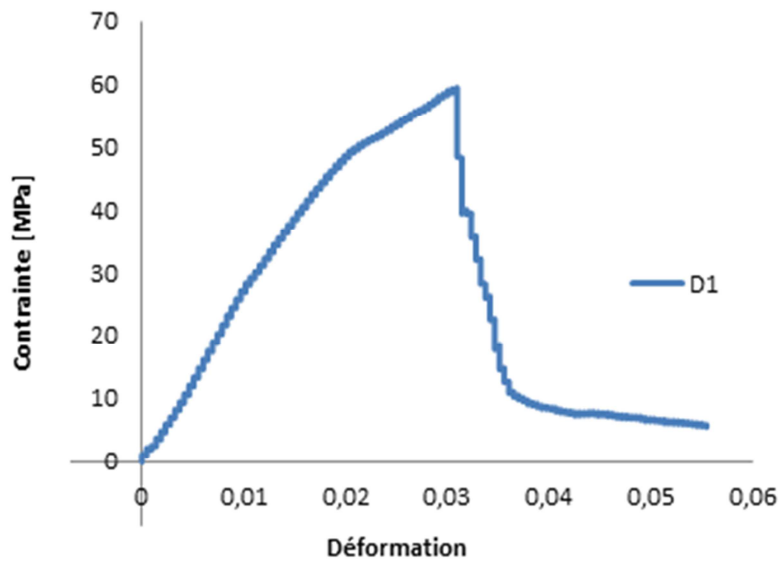


Figure V.10 : Evolution contrainte / déformation de l'échantillon D1

V.4.4. Interprétation des résultats

Toutes les éprouvettes présentent un comportement similaire pour le même lot avec une dispersion de la contrainte à rupture, ceci est dû principalement à l'existence de défauts (bulles d'air) qui influencent considérablement la résistance à la rupture.

Le module de Young est plus important pour le lot d'éprouvettes qui est découpée suivant les chaînes (BC) par rapport à celle découpée suivant les trames (BT).

Nous relevons selon les courbes contrainte-déformation de tous les lots, un comportement ductile respectivement figure V.6,..., figure V.10.

Au cours des essais de flexion trois points, on entend des craques avant la rupture totale de l'échantillon, qui correspondent en premier lieu à la rupture de la matrice suivi de la décohésion fibre matrice, du délaminage inter pli et enfin la rupture des fibres.

Nous obtenons des ruptures en traction (Mode I) pour tous les lots, suivis d'un délaminage (Mode II) inter pli au niveau de tissu taffetas (800 g/m^2) montré par la figure V. 11.

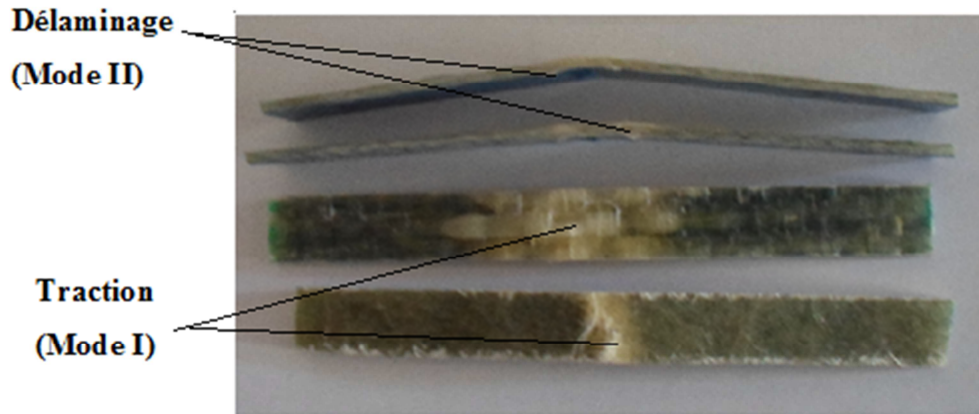


FIGURE V.11 : Eprouvettes rompues en flexion trois points

❖ Effet de l'anisotropie

Les résultats des contraintes à rupture obtenus en flexion sur les éprouvettes du lot BC dans la direction des chaînes sont plus importants que celle trouvées suivant la direction des trames BT (tableau V.3 et V.4) 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 la structure du renfort (tissu taffetas) 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.

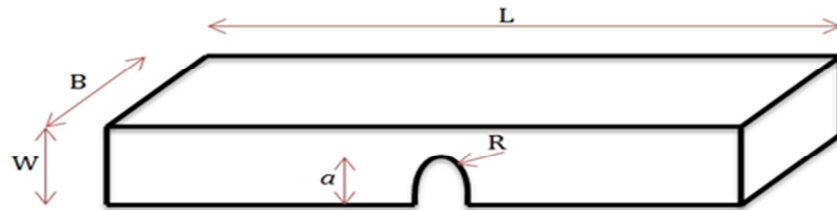
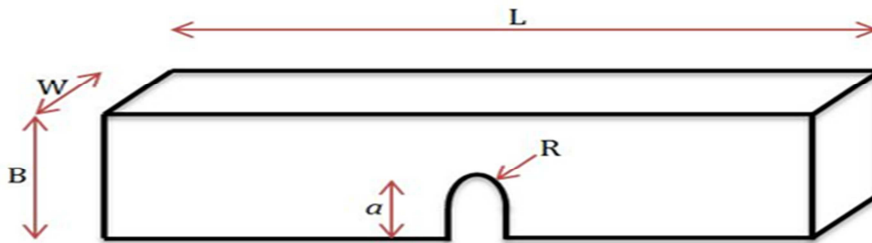
V.5. ESSAI DE RESILIENCE

V.5.1. Eprouvette utilisée en choc

Les éprouvettes utilisées pour les essais de choc sont prismatiques ayant des entailles en U de dimensions (60×10) mm² découpées à partir des plaques de stratifiés. Les entailles ont été réalisées avec une fraise de section à avoir la forme en U avec un rayon au fond d'entaille $R=1,25$ mm. Les profondeurs des entailles sont effectuées de façon à satisfaire les conditions suivantes :

Mode A : $0,2 < a/W < 0,6$ pour $L/h = 4$ (Figure V.12)

Mode B : $0,2 < a/B < 0,6$ pour $L/h = 4$ (figure V.13)

Mode A :**FIGURE V.12 :** Géométrie des éprouvettes des essais de choc selon le mode A**Mode B :****FIGURE V.13 :** Géométrie des éprouvettes des essais de choc selon le mode B**V.5.2. Ténacité en choc des différents types de matériaux**

L'énergie de rupture ou taux de restitution d'énergie a été évaluée par le principe de PLATI et J.G Williams [10] en s'appuyant sur les techniques de la mécanique linéaire élastique de la rupture. Cette méthode permet de tracer les courbes exprimant l'énergie totale perdue par le marteau du mouton Charpy (ou emmagasinée par l'éprouvette) au moment de l'impact en fonction des surfaces rompues. Cette énergie est exprimée par la relation suivante :

$$U = G_c * B * W * \Phi \quad (V.3)$$

Où : la pente G_c représente l'énergie critique de rupture ou taux de restitution d'énergie critique par le matériau.

U : l'énergie perdue par le marteau du mouton Charpy ;

Φ : facteur de calibration variant en fonction de (a/W) et (L/W) .

V.5.3. Mouton pendule utilisé

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

Les moutons pendules sont réalisés conformément à la norme DIN 51222

V.5.3.1. Structure et fonction

L'appareil d'essai se compose d'un socle massif en fonte. Les pendules interchangeables permettant une capacité de fonctionnement échelonnée sont stockés sur deux côtés (figure V.14). On élimine ainsi les vibrations qui faussent la mesure lors du choc.

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

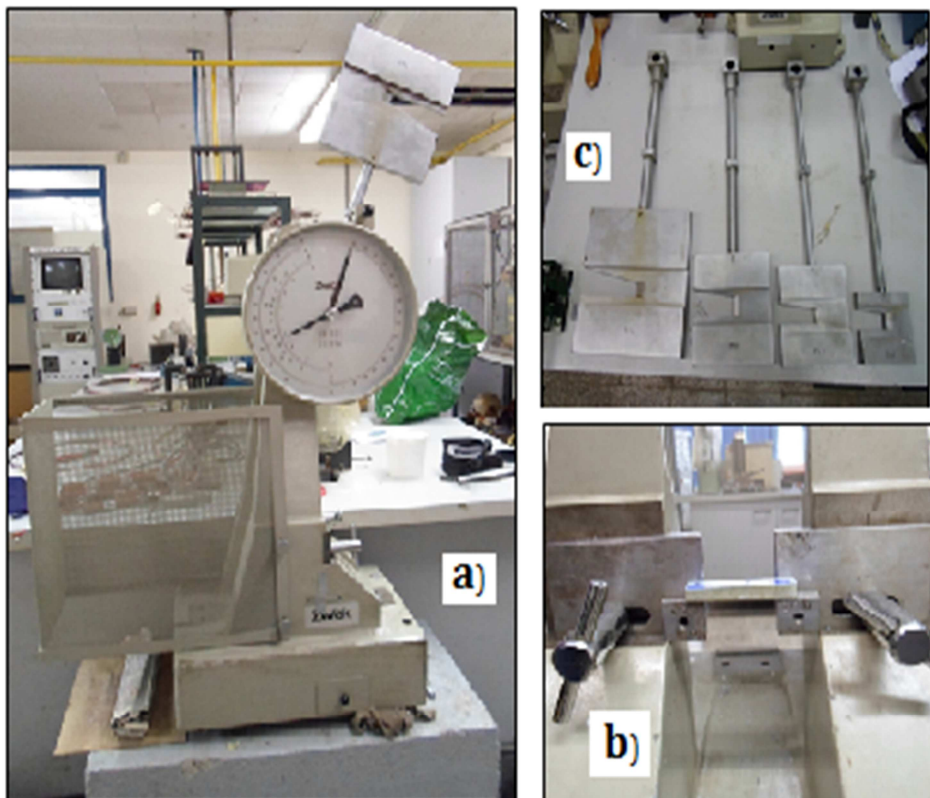


FIGURE V.14 : a) Mouton pendule, b) Emplacement de l'éprouvette, c) Différentes masses.

V.5.3.2. Données techniques du mouton pendule: 610-023-009

Les caractéristiques et les données techniques du mouton pendule Charpy utilisée sont données par le tableau suivant

Numéro du modèle	Zwick 5101
Capacité de travail	0...500/250/150/75 kpcm
Valeurs unitaires	2/1/0,5 kpcm
Capacité de travail	0...50/25/15/7,5 Joule
Valeurs unitaires	0,2/0,1/0,005 Joule
Lecture	Cardan segmenté 160° avec aiguille entraînée, diamètre du cardan 300 mm
Longueur de pendule	390 mm
Vitesse d'impact	3,85 m/s
Portée libre	84 mm
Dimensions de l'éprouvette Charpy	15*10, 6*4, 10*10, 6*6 mm Distance entre butées 22...70 mm 1/2"*1/2"
Izod	Distance entre butées 4" Largeur maxi 26 mm Epaisseur 15/10/4 mm 1/2"/1/4"
Traction au choc	Largeur maxi 15mm, épaisseur maxi 4,5mm, charge transversale 120/60/30 g
Laquage	Vernis à battitures vert
Dimensions (L*l*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

Tableau V.7 : Données techniques du mouton pendule

V.5.4. Résultats des essais de choc

Lot ET	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
ET1	10,31	6,41	1,4	0,218	0,454	30,004	7,5
ET2	10,23	6,47	1,6	0,247	0,418	27,667	6,75
ET3	10,51	6,60	1,8	0,273	0,385	26,706	6
ET4	10,14	6,62	2,0	0,302	0,349	23,427	5,5
ET5	10,16	6,50	2,3	0,354	0,299	19,746	2,55
ET6	10,38	6,85	2,8	0,409	0,272	19,340	3,8
ET7	10,35	7,05	3,0	0,426	0,268	19,555	2,5
ET8	10,44	7,11	3,3	0,464	0,255	18,928	2,05
ET9	10,35	7,20	3,5	0,486	0,242	18,034	2,6
ET10	10,38	7,32	4,0	0,546	0,188	14,285	1,5

Tableau V.8 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot ET

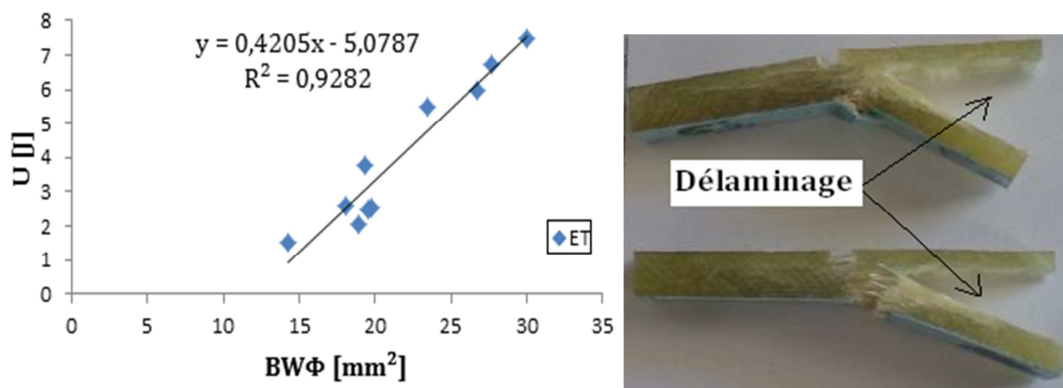


Figure V.15 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot ET

Lot EC	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
EC1	10,30	6,45	1,4	0,217	0,455	30,228	8
EC2	10,29	6,70	1,6	0,239	0,428	29,508	7,25
EC3	10,39	6,90	1,9	0,275	0,382	27,386	6,2
EC4	10,45	6,99	2,2	0,315	0,334	24,397	5,2
EC5	10,42	7,06	2,5	0,354	0,299	21,996	6,8
EC6	10,30	7,14	2,8	0,392	0,278	20,445	3,45
EC7	10,49	7,22	3,1	0,429	0,267	20,222	3,6
EC8	10,32	7,25	3,4	0,469	0,252	18,855	2,85
EC9	10,14	7,30	3,7	0,507	0,226	16,729	2,5
EC10	10,54	7,30	4,05	0,555	0,180	13,850	2,1

Tableau V.9 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot EC

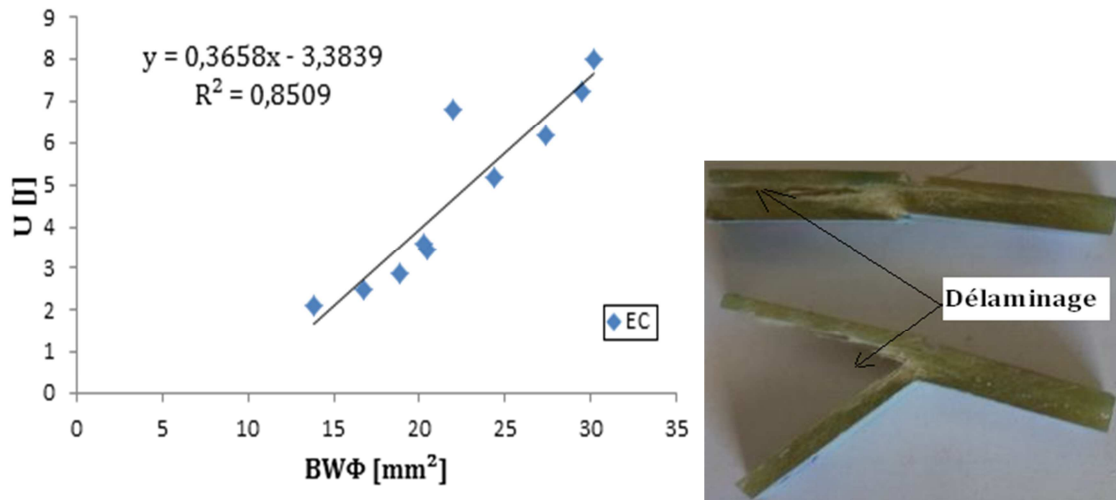


Figure V.16 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot EC.

Lot FT	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BWΦ [mm ²]	U [J]
FT1	10,40	6,70	1,4	0,209	0,465	32,401	14,5
FT2	10,55	6,85	1,6	0,234	0,434	31,364	12,3
FT3	10,60	6,85	1,9	0,277	0,380	27,592	9
FT4	10,50	6,85	2,2	0,321	0,328	23,591	10,5
FT5	10,41	6,88	2,4	0,349	0,303	21,701	8,4
FT6	10,55	6,92	2,7	0,390	0,279	20,369	7
FT7	10,35	6,99	3,0	0,429	0,267	19,317	5,7
FT8	10,50	7,00	3,3	0,471	0,251	18,449	5,1
FT9	10,60	7,15	3,7	0,517	0,217	16,446	4,5
FT10	10,25	7,20	4,0	0,556	0,179	13,210	3,3

Tableau V.10 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FT

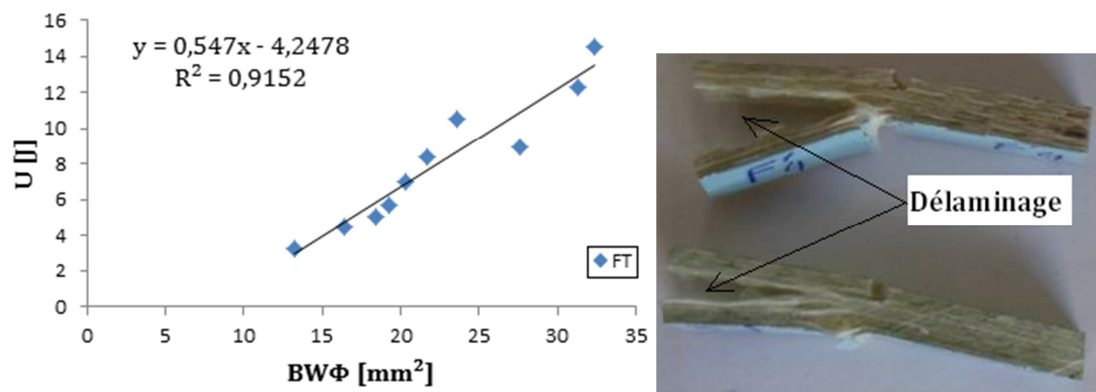


Figure V.17 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FT

Lot FC	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
FC1	10,22	6,64	1,4	0,211	0,463	31,420	12
FC2	10,40	6,68	1,6	0,240	0,427	29,665	11
FC3	10,07	6,68	1,8	0,269	0,390	26,234	9,7
FC4	10,44	6,87	2,1	0,306	0,345	24,744	10,5
FC5	10,39	6,93	2,4	0,346	0,305	21,961	8
FC6	10,30	6,94	2,7	0,389	0,280	20,015	7,7
FC7	10,25	6,99	3	0,429	0,267	19,130	6,1
FC8	10,37	7,01	3,3	0,471	0,251	18,246	5,5
FC9	10,37	7,07	3,6	0,509	0,224	16,423	5,2
FC10	10,22	7,09	3,9	0,550	0,184	13,333	4,2

Tableau V.11 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FC

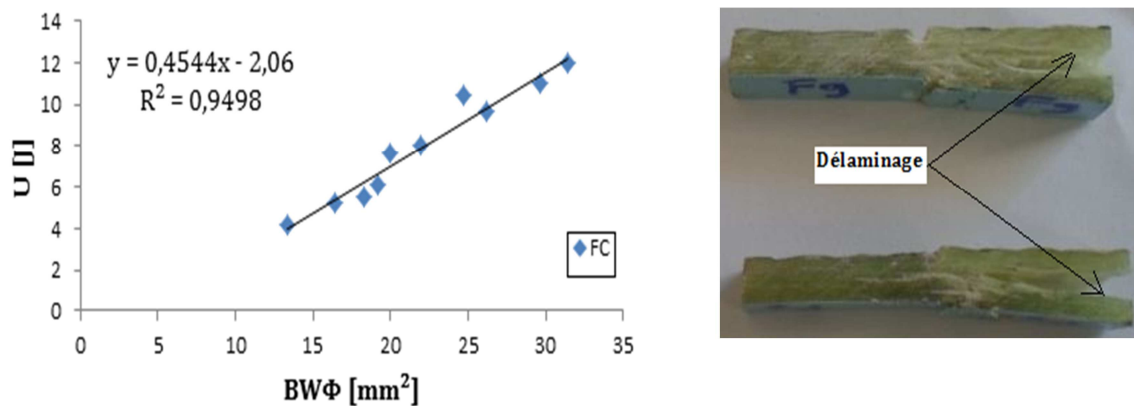


Figure V.18 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FC

Lot G	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
G1	10,41	8,68	1,8	0,207	0,468	42,288	7,5
G2	10,43	8,89	2	0,225	0,446	41,354	7,4
G3	10,37	8,95	2,5	0,279	0,377	34,990	5,9
G4	10,56	9,02	2,8	0,310	0,340	32,385	5,7
G5	10,21	9,13	3,2	0,350	0,302	28,152	5,5
G6	10,42	9,20	3,5	0,380	0,284	27,225	4,4
G7	10,42	9,35	3,9	0,417	0,270	26,305	4,1
G8	10,36	9,74	4,3	0,441	0,263	26,538	3,95
G9	10,46	9,95	4,6	0,462	0,256	26,644	4,5
G10	10,28	10,08	5	0,496	0,235	24,351	3,65

Tableau V.12 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot G

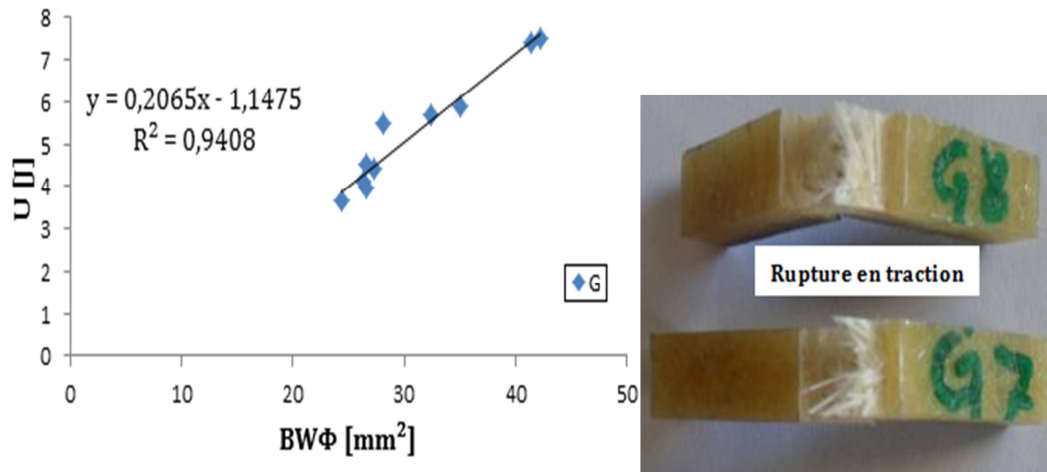


Figure V.19 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot G

Lot H	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
H1	10,45	5,20	1,1	0,212	0,461	25,051	3,5
H2	10,30	5,20	1,2	0,231	0,231	23,513	3,5
H3	10,45	5,25	1,4	0,267	0,393	21,561	3,35
H4	10,35	5,25	1,6	0,305	0,346	18,801	2,7
H5	10,35	5,40	1,9	0,352	0,301	16,823	2,65
H6	10,10	5,40	2,1	0,389	0,280	15,271	2
H7	10,40	5,45	2,3	0,422	0,269	15,247	1,95
H8	10,25	5,55	2,6	0,468	0,253	14,393	2,15
H9	10,35	5,65	2,9	0,513	0,221	12,924	1,7
H10	10,30	5,70	3,1	0,544	0,190	11,155	1,55

Tableau V.13 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot H

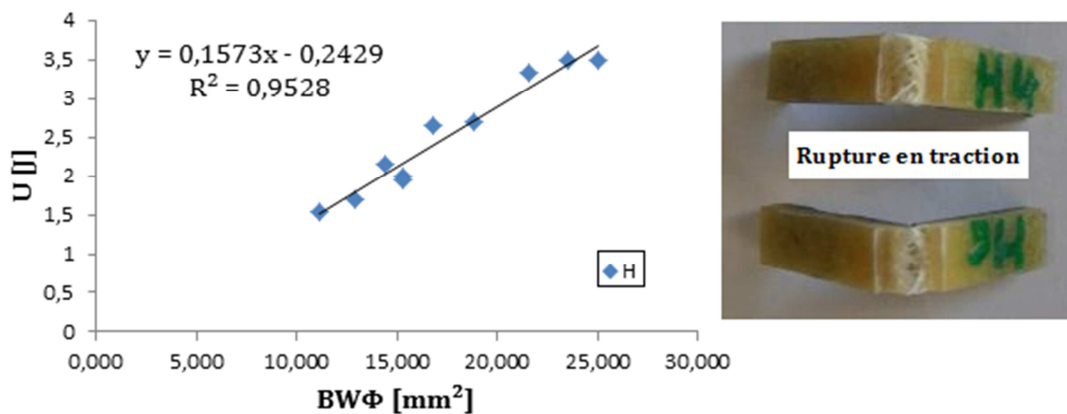


Figure V.20 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot H

Lot IT	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
IT1	10,07	8,46	1,8	0,213	0,461	39,274	8,5
IT2	10,16	8,58	2	0,233	0,436	38,007	6,5
IT3	10,03	8,61	2,3	0,267	0,393	33,939	7,05
IT4	10,01	8,68	2,6	0,300	0,352	30,584	6,8
IT5	10,01	8,85	3	0,339	0,311	27,551	5,95
IT6	10,04	8,85	3,4	0,384	0,282	25,057	5,75
IT7	10,03	8,98	3,8	0,423	0,269	24,229	5,15
IT8	10,06	9,03	4,2	0,465	0,255	23,165	5,6
IT9	10,02	9,05	4,6	0,508	0,226	20,494	4,6
IT10	10,06	9,09	5	0,550	0,185	16,917	3,35

Tableau V.14 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IT

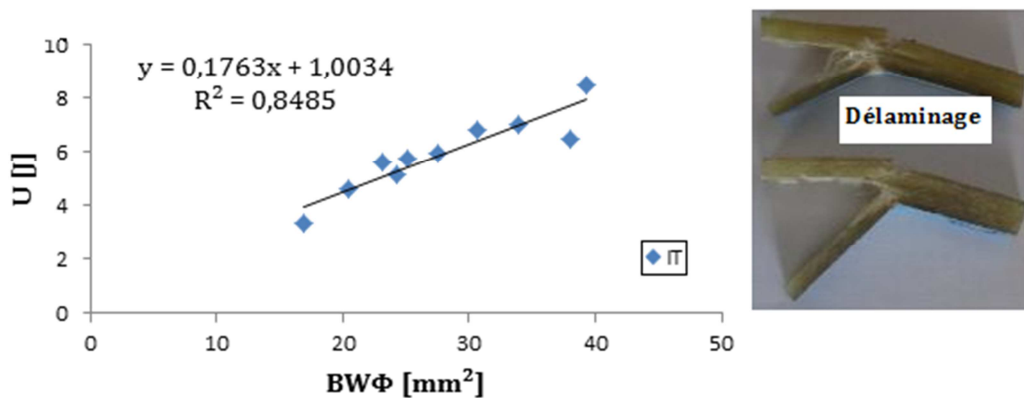


Figure V.21 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IT

Lot IC	B [mm]	W [mm]	a [mm]	a/W	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
IC1	10,07	7,95	1,7	0,214	0,459	36,746	10,4
IC2	10,29	7,97	1,9	0,238	0,430	35,265	10,9
IC3	10,14	7,98	2,1	0,263	0,398	32,205	9
IC4	10,15	7,98	2,4	0,301	0,351	28,430	6,3
IC5	10,10	7,99	2,7	0,338	0,312	25,178	7,2
IC6	10,11	8,02	3	0,374	0,287	23,271	6,6
IC7	10,11	8,04	3,4	0,423	0,269	21,866	6
IC8	10,01	8,09	3,8	0,470	0,252	20,407	6,9
IC9	10,01	8,12	4,2	0,517	0,217	17,638	3,8
IC10	10,10	8,17	4,6	0,563	0,174	14,358	2,8

Tableau V.15 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IC

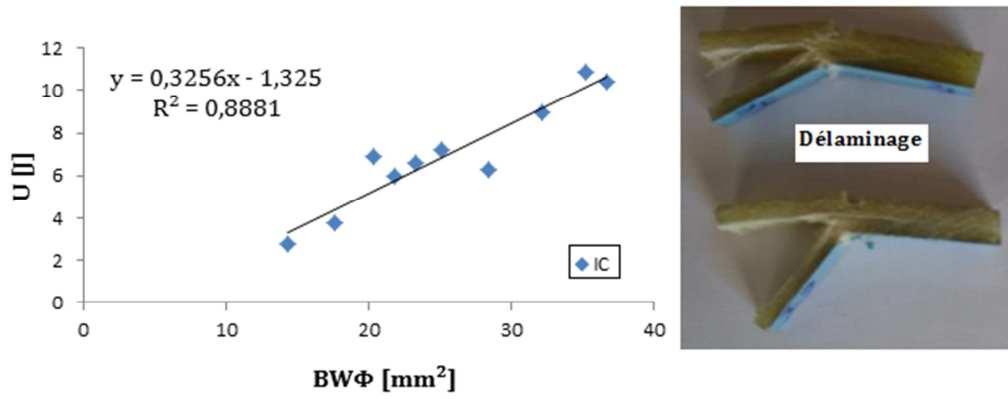


Figure V.22 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IC

Lot ET	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	$BW\Phi$ [mm ²]	U [J]
ET11	6,2	10,34	2,2	0,213	0,461	29,546	6,9
ET12	6,96	10,39	2,51	0,242	0,425	30,761	6,4
ET13	7,04	10,39	2,91	0,280	0,376	27,530	6,9
ET14	6,86	10,44	3,3	0,316	0,334	23,905	4,8
ET15	6,58	10,47	3,7	0,353	0,300	20,665	5
ET16	7,4	10,4	4	0,385	0,282	21,690	4,55
ET17	6,94	10,55	4,6	0,436	0,265	19,409	5
ET18	6,35	10,57	5	0,473	0,251	16,822	3,75
ET19	6,54	10,57	5,4	0,511	0,223	15,426	3,85
ET20	6,77	10,64	5,9	0,555	0,181	13,008	3,35

Tableau V.16 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot ET

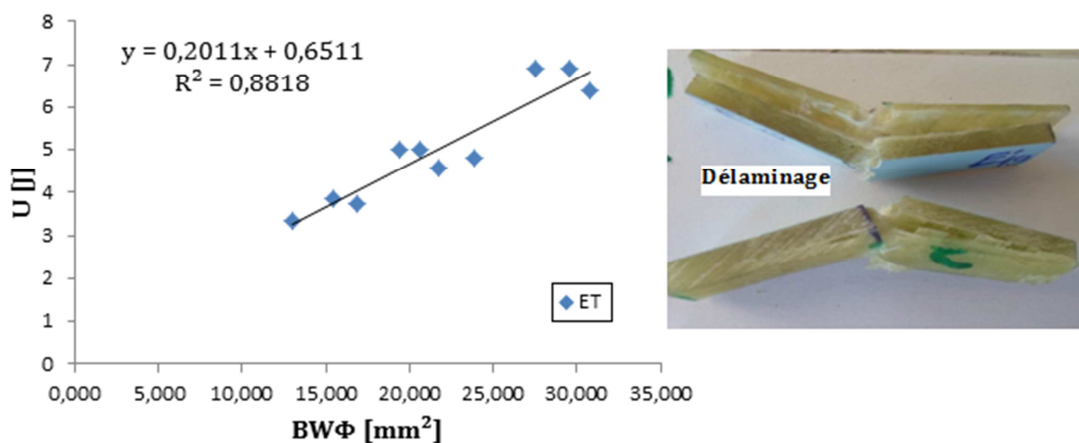


Figure V.23 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot ET

Lot EC	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
EC11	6,66	10,02	2,1	0,210	0,465	31,015	7,6
EC12	6,68	10,09	2,4	0,238	0,430	28,985	7,4
EC13	6,49	10,15	2,7	0,266	0,394	25,972	5,7
EC14	6,45	10,21	3,2	0,313	0,337	22,171	5
EC15	6,77	10,26	3,5	0,341	0,310	21,507	4,8
EC16	7,12	10,32	4	0,388	0,281	20,613	5,2
EC17	7,25	10,45	4,5	0,431	0,267	20,202	6
EC18	7,18	10,45	4,9	0,469	0,253	18,964	3,8
EC19	7,02	10,54	5,3	0,503	0,230	17,033	3,9
EC20	7,1	10,6	5,8	0,547	0,187	14,091	3,7

Tableau V.17 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot EC

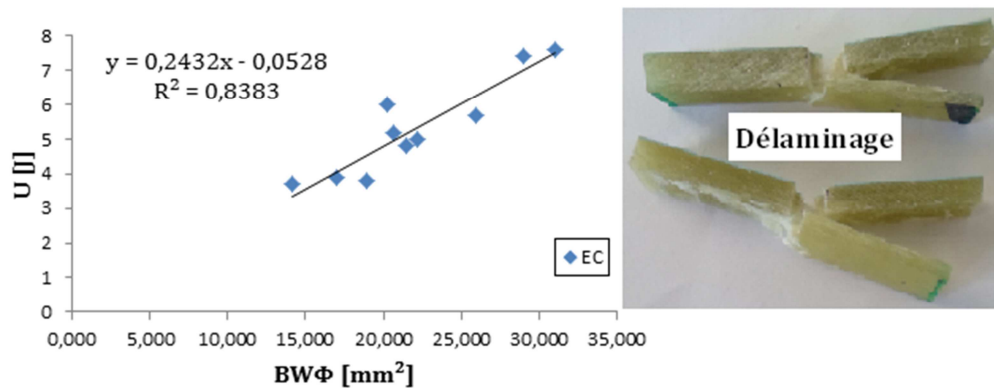


Figure V.24 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot EC

Lot FT	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
FT11	6,97	10,21	2,15	0,211	0,464	32,988	24
FT12	6,95	10,25	2,4	0,234	0,435	30,965	19,2
FT13	6,96	10,27	2,9	0,282	0,373	26,696	14
FT14	6,98	10,31	3,7	0,359	0,296	21,310	9,5
FT15	6,92	10,36	3,9	0,376	0,286	20,485	12,1
FT16	6,65	10,38	4,1	0,395	0,278	19,161	13,9
FT17	6,98	10,44	4,6	0,441	0,264	19,216	10,6
FT18	6,49	10,44	5	0,479	0,247	16,758	8
FT19	6,85	10,47	5,4	0,516	0,219	15,677	8,5
FT20	7,04	10,54	5,8	0,550	0,184	13,677	4,5

Tableau V.18 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FT

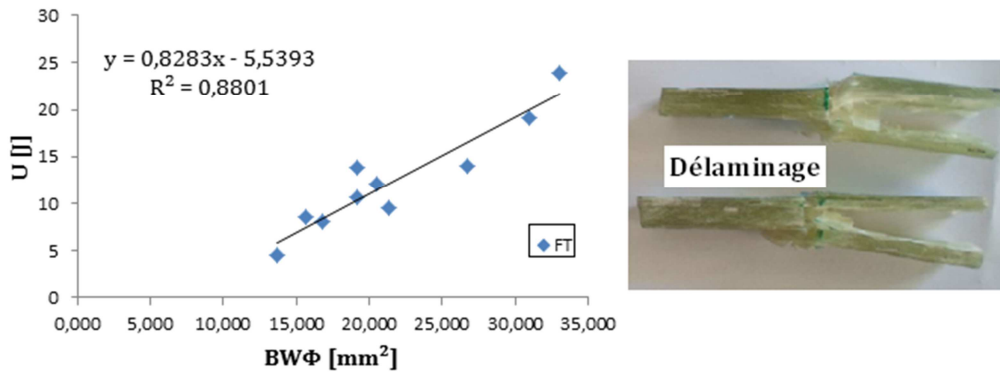


Figure V.25 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FT

Lot FC	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	$BW\Phi$ [mm^2]	U [J]
FC11	7,00	10,05	2,1	0,209	0,466	32,750	14,1
FC12	7,01	10,09	2,4	0,238	0,430	30,417	12
FC13	6,92	10,15	2,8	0,276	0,382	26,810	12
FC14	6,97	10,15	3,1	0,305	0,346	24,452	13,1
FC15	6,98	10,16	3,5	0,344	0,307	21,760	10,5
FC16	6,81	10,16	4,0	0,394	0,278	19,240	7,5
FC17	7,04	10,19	4,3	0,422	0,269	19,303	8,4
FC18	6,64	10,28	4,7	0,457	0,258	17,606	7,4
FC19	7,10	10,37	5,1	0,492	0,239	17,587	8,2
FC20	6,61	10,40	5,7	0,548	0,186	12,812	4,1

Tableau V.19 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot FC

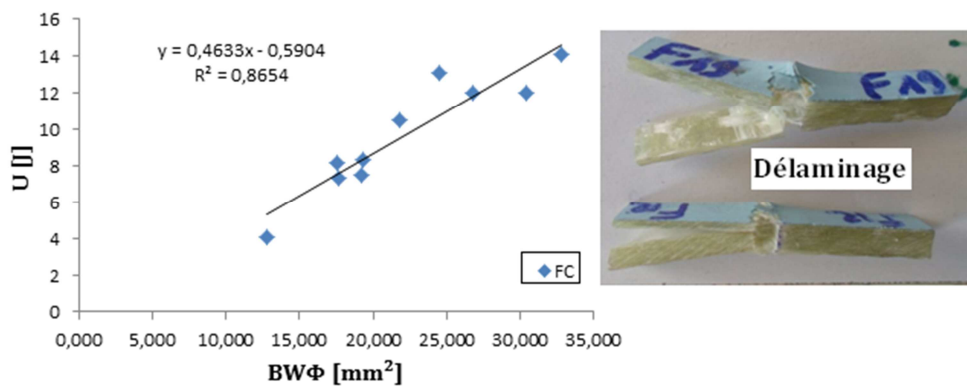


Figure V.26 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot FC

Lot G	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
G11	9,32	10,01	2,1	0,210	0,465	43,335	4,55
G12	9,10	10,11	2,4	0,237	0,431	39,618	4,25
G13	8,45	10,17	2,8	0,275	0,382	32,861	4,15
G14	9,12	10,17	3,2	0,315	0,335	31,102	4,1
G15	9,03	10,23	3,5	0,342	0,309	28,525	4
G16	8,78	10,28	4,1	0,399	0,276	24,929	4
G17	8,71	10,31	4,5	0,436	0,265	23,793	3,65
G18	8,34	10,31	4,92	0,477	0,248	21,353	3,35
G19	8,85	10,32	5,3	0,514	0,221	20,153	3,2
G20	8,61	10,32	5,82	0,564	0,173	15,414	2,7

Tableau V.20 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot G

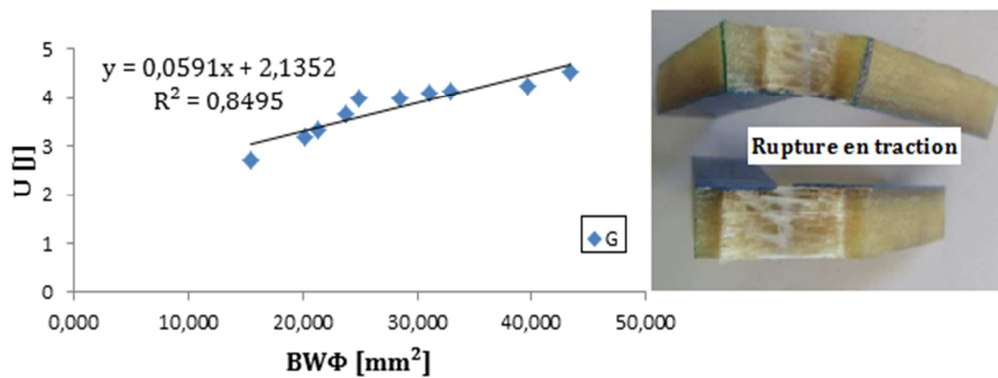


Figure V.27 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot G

Lot H	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
H11	6,25	10,13	2,1	0,207	0,468	29,601	2,4
H12	6,14	10,2	2,4	0,235	0,433	27,133	2,6
H13	5,98	10,3	2,8	0,272	0,387	23,826	1,9
H14	6,21	10,32	3,3	0,320	0,330	21,142	1,85
H15	6,21	10,32	3,6	0,349	0,303	19,443	1,55
H16	6,15	10,34	4,1	0,397	0,277	17,616	1,7
H17	5,97	10,34	4,5	0,435	0,265	16,378	1,5
H18	5,98	10,35	4,9	0,473	0,250	15,499	1,45
H19	6,19	10,38	5,3	0,511	0,223	14,354	1,55
H20	5,98	10,4	5,5	0,529	0,206	12,788	1,5

Tableau V.21 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot H

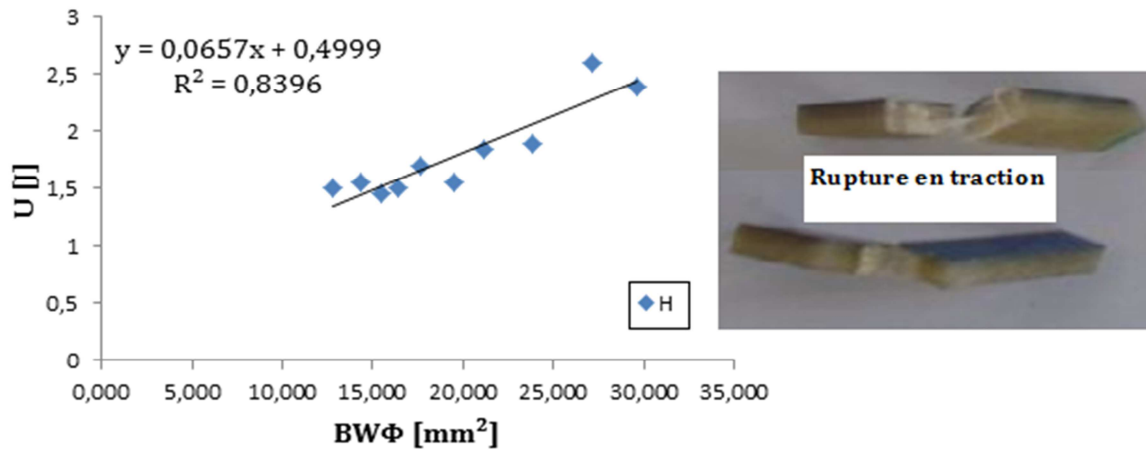


Figure V.28 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot H

Lot IT	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	$BW\Phi$ [mm ²]	U [J]
IT11	8,59	10,01	2,1	0,210	0,465	39,941	11
IT12	8,14	10,02	2,4	0,240	0,428	34,906	9,2
IT13	7,74	10,03	2,8	0,279	0,378	29,308	8,5
IT14	8,36	10,08	3,1	0,308	0,343	28,922	8
IT15	7,8	10,13	3,5	0,346	0,306	24,179	7,1
IT16	8,9	10,15	3,8	0,374	0,287	25,909	7,5
IT17	7,93	10,25	4,4	0,429	0,267	21,705	5,1
IT18	7,73	10,33	4,9	0,474	0,250	19,957	3,25
IT19	8,17	10,5	5,3	0,505	0,229	19,609	3,8
IT20	8,01	10,6	5,8	0,547	0,187	15,897	4,5

Tableau V.22 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IT

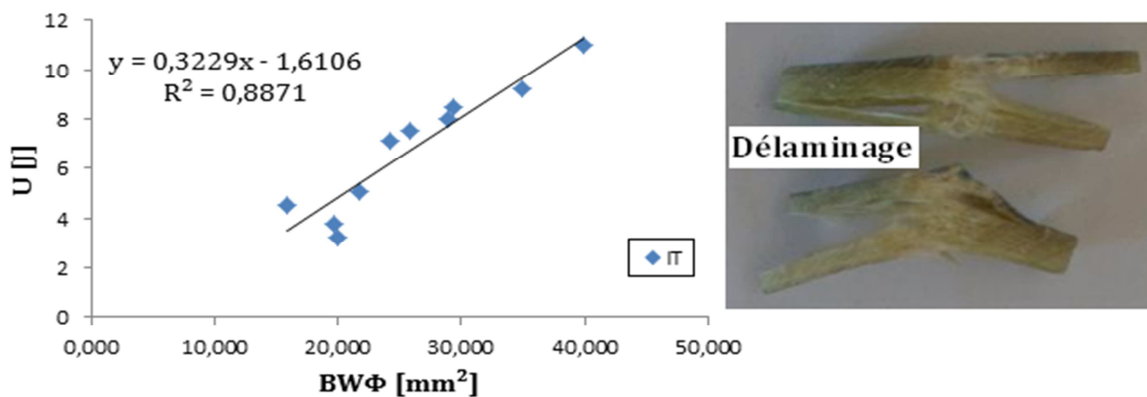


Figure V.29 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IT

Lot IC	W [mm]	B [mm]	a [mm]	a/B	Φ	BW Φ [mm ²]	U [J]
IC11	7,75	9,98	2,1	0,210	0,464	35,868	9
IC12	7,65	9,98	2,3	0,230	0,439	33,534	7,9
IC13	8	10,01	2,7	0,270	0,390	31,192	8,2
IC14	7,77	10,01	3,2	0,320	0,330	25,665	7,8
IC15	7,69	10,02	3,5	0,349	0,303	23,349	6,5
IC16	8,02	10,06	4	0,398	0,277	22,319	4,4
IC17	7,8	10,07	4,3	0,427	0,268	21,024	4,9
IC18	7,76	10,11	4,6	0,455	0,259	20,303	4,1
IC19	7,9	10,17	5	0,492	0,239	19,201	3,6
IC20	8,16	10,39	5,5	0,529	0,205	17,389	4,6

Tableau V.23 : Energie totale de rupture des éprouvettes du lot IC

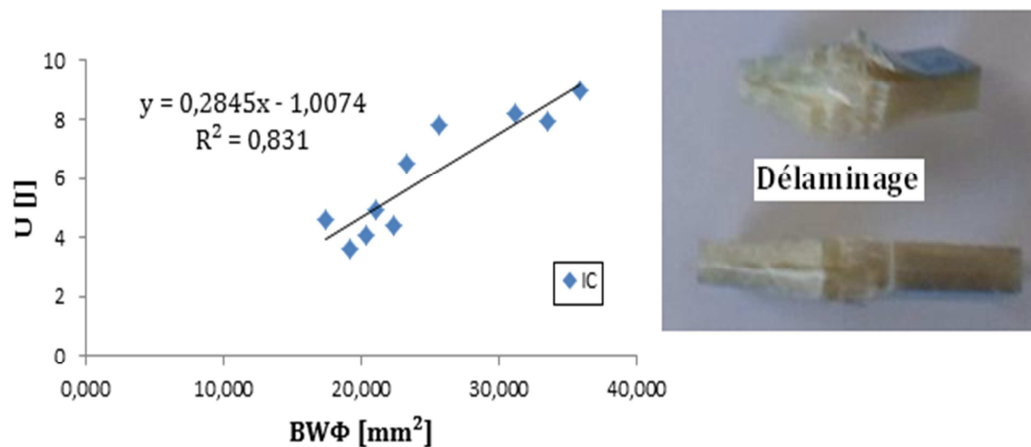


Figure V.30 : Faciès et énergie totale de rupture des éprouvettes du lot IC

V.5.5. Interprétation des résultats

Les résultats obtenus précédemment nous donnent les valeurs des taux de restitution d'énergie G_{IC} qui est de 206,5 kJ/m² en mode A et de 59,1 kJ/m² en mode B pour le lot G, de 157,3 kJ/m² en mode A et de 65,7 kJ/m² en mode B pour le lot H. Pour les lots qui contiennent des couches de tissus taffetas, le mode d'endommagement engendre après essai de choc et le mode II (délaminage), ainsi nous obtenons les taux de restitution d'énergie G_{IIC} des différents lots. Ces résultats sont récapitulés dans les tableaux V.24 et V.25 en mode A et en mode B.

Lots		G	H
G_{IC} [kJ/m ²]	Mode A	206,5	157,3
	Mode B	59,1	65,7

Tableau V.24 : Taux de restitution d'énergie des lots G et H en mode A et B

Lots		ET	EC	FT	FC	IT	IC
G_{IIC} [kJ/m ²]	Mode A	420,5	365,8	547	454,4	176,3	325,6
	Mode B	201,1	243,2	828,3	463,3	322,9	284,5

Tableau V.25 : Taux de restitution d'énergie des différents lots en mode A et B

D'après les résultats des tableaux V.24 et V.25, nous constatons que les valeurs des taux de restitution d'énergie G_C des éprouvettes découpées dans la direction trames sont plus grandes que celles découpées dans la direction des chaines. En effet le rapport entre le taux de restitution d'énergie chaines et trames est de 0,83 en mode A et de 0,55 en mode B pour le lot F. La présence de tissu taffetas dans les stratifications nécessite une énergie de rupture plus importante, tandis que la stratification en mat seul, lot G ou H présente les plus petites valeurs de l'énergie critique de rupture G_{IC} .

D'après les différentes courbes tracées, nous remarquons 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.

La régression linéaire est donnée avec un coefficient de corrélation loin de un traduisant une dispersion des points autour de la droite de régression. Cette dispersion est une caractéristique des matériaux hétérogènes. En effet, la distribution de taux de fibres dans la composition des stratifiés ainsi que leurs orientations n'est pas uniforme, ce qui provoque des chemins de rupture souvent tortueux qui ne suivent pas forcément la direction de l'entaille initial est qui sont différents d'une éprouvette à une autre.

L'utilisation de facteur de calibration ϕ tabulé initialement pour un ensemble des polymères puis extrapolé pour d'autres matériaux pourrait ne pas convenir aux matériaux composites. Les faciès de rupture obtenus pour tous les lots sont en mode II,

sauf pour les stratifications en mat seul (lot G et H), dont nous avons observée des ruptures par traction mode I (figure V.19, V.20, V.27 et V.28).

❖ Comparaison entre les deux modes

Les histogrammes des figures V.31 et V.32 montrent l'influence de l'anisotropie et de mode de sollicitation sur les taux de restitution d'énergie G_{IC} et G_{IIC} , ces caractéristiques sont importantes en mode A pour les lots E, H, G et IC.

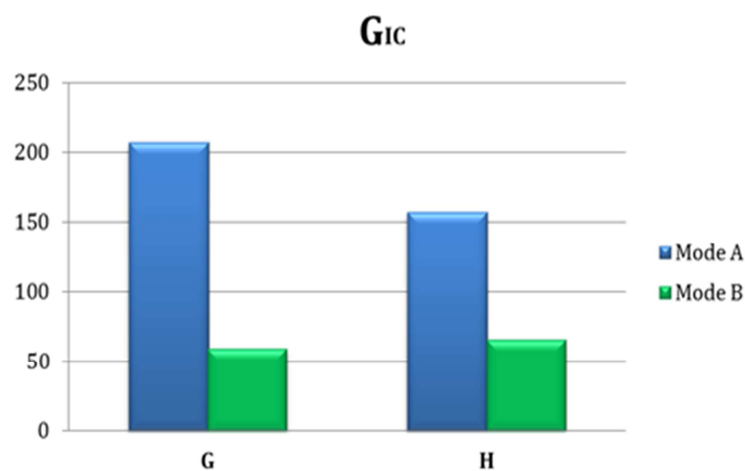


Figure V.31: Comparaison des G_{IC} des lots G et H en mode A et B

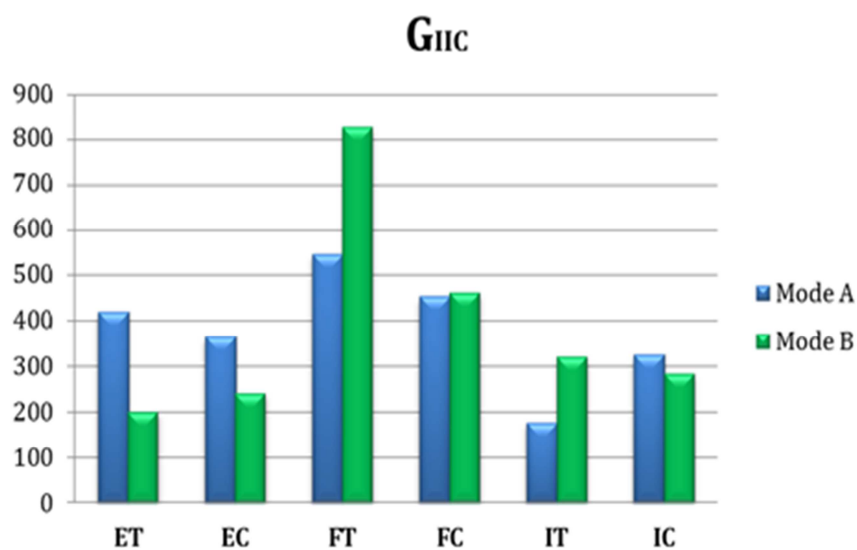


Figure V.32 : Comparaison des G_{IIC} des différents lots en mode A et B

V.6. ESSAI DE PERTE AU FEU (ESSAI PHYSICOCHEMIE)

V.6.1. Principe de l'essai de perte au feu

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

Nous avons effectué des essais de perte au feu pour tous les lots. Les échantillons sont pesés à sec et placés dans des creusets préalablement pesés, le tout est placé dans un four dans lequel la température évolue de 25°C à 1100°C (figure V.33). L'essai est réalisé à 650°C, température pour laquelle la résine est entièrement calcinée (environ 35 minutes), l'ensemble est alors mis dans le dessiccateur, nous le laissons refroidir pendant 30min. Les creusets et les fibres de verre sont pesés. Le taux massique des fibres et le taux massique de la matrice sont calculés par les relations V.4 et V.5.

$$Mf(\%) = \left(1 - \frac{Me-mf}{Me}\right) \times 100 \quad (V.4)$$

$$Mm(\%) = \left(\frac{Me-mf}{Me}\right) \times 100 \quad (V.5)$$

$Mf(\%)$: Fractions massique de la fibre ; Me : Masse de l'échantillon avant calcination ;

mf : Masse des fibres + la sandre de gel coat.

$$Mm(\%) = 100 - Mf(\%) \quad (V.6)$$

Me = la masse de l'échantillon avec le creusé avant calcination - la masse creusé à vide

Mf = la masse de l'échantillon avec le creusé après calcination - la masse creusé à vide

$Mm(\%)$: Fractions massique de la matrice

V.6.2. Matériel utilisé

- Creuset pour mettre les échantillons dedans comme le montre la figure IV.33.c.
- Une balance de précision 10⁻⁵ g (figure V.33.b)
- Un four dont la température est réglé à 600° C (figure V.33.a)



Figure V.33 : Matériels utilisés pour la perte au feu ; a) Four, b) Balance de précision
c) Creuset

V.6.3. Déroulement de l'essai

Nous pesons à vide les creusets, en suite nous les pesons avec les échantillons et on les met dans un four réglé à une température suffisante pour la calcination entière de la résine (figure V. 34), soit 650°C , environ 35 min. Après le refroidissement, on fait la pesée des fibres restantes dans chaque creuset et cela nous permet de calculer toutes les fractions massiques des fibres et celle de la résine.

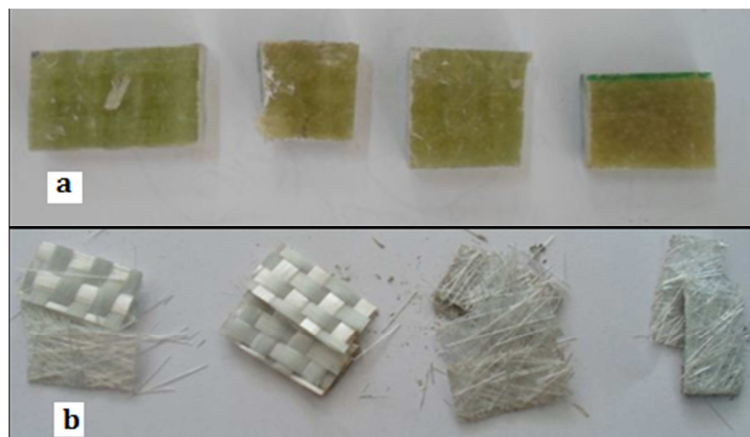


Figure V.34 : a) Echantillons avant calcination, b) Echantillons après calcination

Les résultats de taux massique des fibres des différents lots sont montrés dans le tableau V.26. On remarque que le taux de fibres est plus important dans les lots qui contiennent le tissu taffetas seul ; il est de 52,87% pour le lot B et de 57,75% pour le lot F.

Lot	Avant calcination [g]	Après calcination [g]	<i>Mf</i> (%)
A	1,87654	0,74564	39,71
B	2,19867	1,16212	52,87
C	2,41898	0,63349	26,18
D	2,15115	0,52776	24,50
E	3,60409	1,32341	36,63
F	5,08241	2,93543	57,75
G	4,30732	1,2510	29,02
H	2,57909	0,84334	32,69
I	2,51434	1,04274	41,37

Tableau V.26 : Résultats de l'essai de perte au feu pour tous les lots

V.7. OBSERVATION DES FACIES DE RUPTURE

Les faciès de rupture des échantillons soumis à la traction et au choc ont été observés au microscope électronique à balayage (figure V.35) 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 V.35 : Microscope électronique à balayage

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

Mode A

Désignation des composites	Micrographie MEB Suivant chaine	Micrographie MEB Suivant trame
EC1 & ET10		
FC8 & FT3		

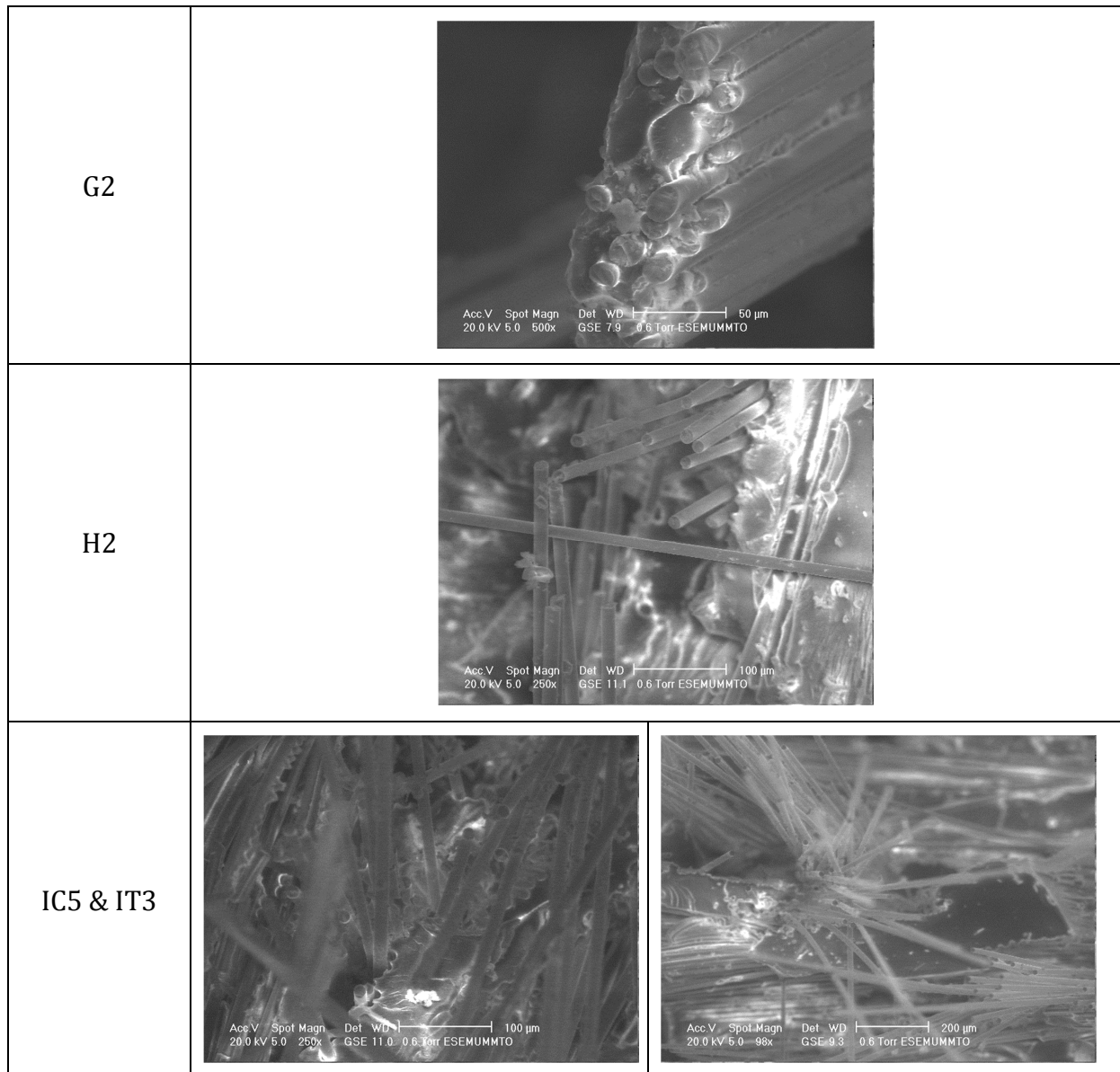
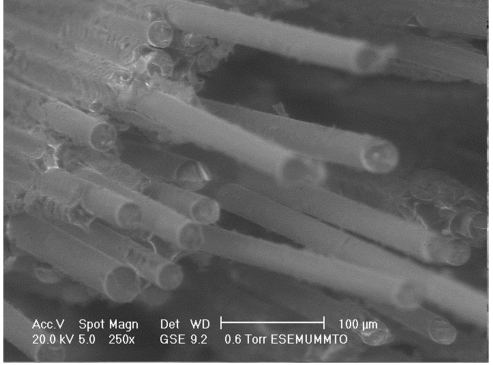
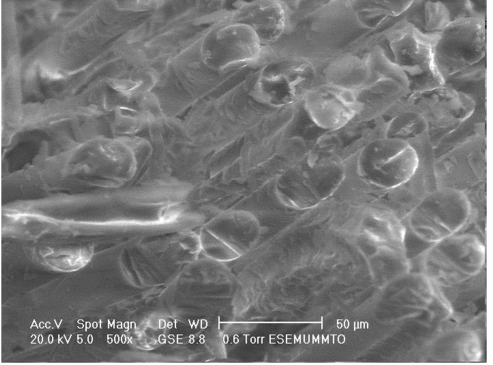
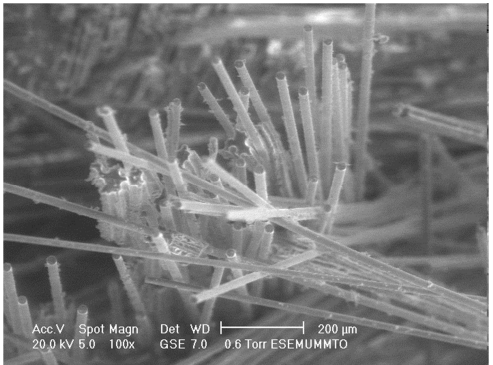
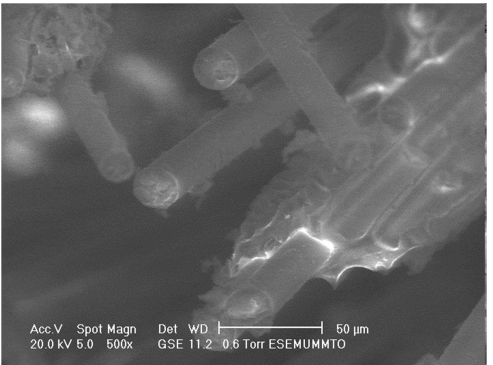
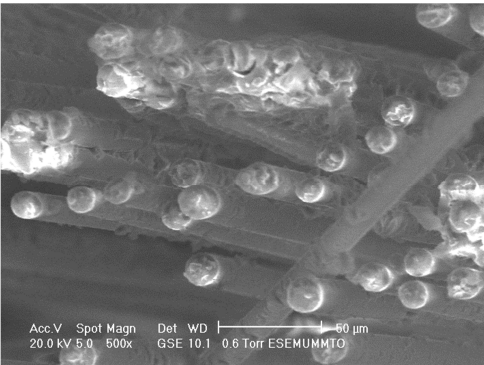
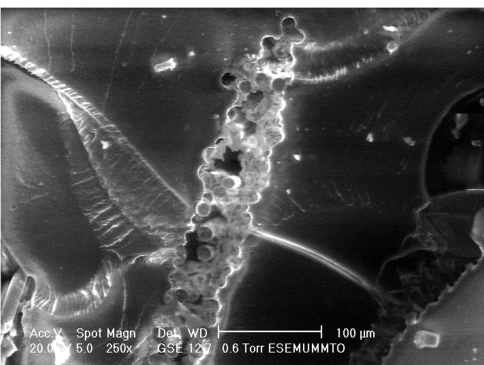


Figure V.36 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode A

Mode B

Désignation des composites	Micrographie MEB Suivant chaine	Micrographie MEB Suivant trame
<p>EC16 & ET17</p>		
<p>FC17 & FT19</p>		
<p>G16</p>		
<p>H11</p>		

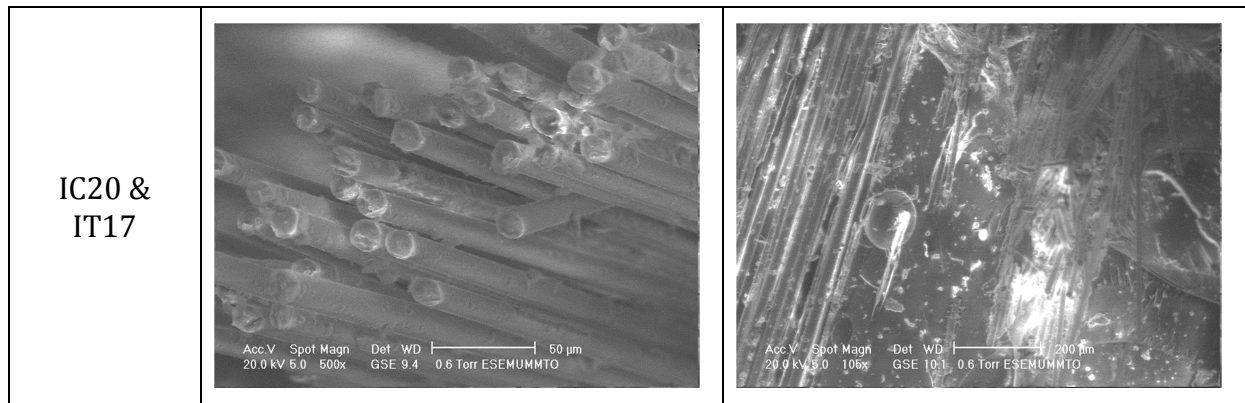


Figure V.37 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode B

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 taffetas et ce pour des raisons purement technique et aussi pour répondre correctement à l'application visée, à savoir, la mise en œuvre de bateaux de pêche et des objets de loisirs.

En effet, en sollicitant mécaniquement ce renfort nous découvrons qu'il est fabriqué de manière à répondre dans deux directions privilégiées. Il s'agit de la direction des chaînes et des trames qui ont fait, par ailleurs, l'objet de ce travail.

En effet, les courbes contraintes-déformations associées aux composites avec renfort taffetas présentent un plateau qui s'apparenterait à une pseudoplasticité avant rupture. En réalité, ce comportement « pseudoélastoplastique » est associé au mode de reconstitution de l'architecture du tissu 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 « plat » des différents jets de fibres (Tous les lots en mode A figure V.35). Nous remarquons aussi la décohésion des fibres de la matrice montrés par les micrographies (lot IT figure V.36 et lot H figure V.37).

V.8. CONCLUSION

Les différents essais effectués présentent des dispersions importantes des caractéristiques intrinsèques des matériaux. Elles sont dues au mode d'élaboration des

épreuves et à l'architecture des types de renfort utilisés pour les différentes stratifications.

Les matériaux qui ont un palier plastique important nécessitent une grande énergie critique de séparation des surfaces, ceci est justifié par le fait que le taux de restitution d'énergie des éprouvettes qui contiennent de tissu taffetas est important.

Conclusion générale

CONCLUSION GENERALE

Cette étude nous a permis de définir une approche de la caractérisation de matériaux composites par des essais statiques monotones et dynamiques. La présente étude a concerné en premier lieu, la mise au point d'une méthodologie de caractérisation en flexion trois points et essais de choc des matériaux composites à matrices organiques.

Le dépouillement des résultats des essais nous permet d'accéder aux caractéristiques intrinsèques des matériaux. Les propriétés mécaniques varient selon le nombre de couches ainsi que le sens d'orientation des renforts. La nature de la matrice a une influence sur le comportement mécanique du composite.

Au cours des essais de flexion trois points. Nous obtenons des ruptures en traction (Mode I) pour tous les lots, suivis d'un délaminage (Mode II) inter pli au niveau de tissu taffetas (800 g/m²). Les résultats des contraintes à rupture obtenus en flexion sur les éprouvettes du lot B dans la direction des chaînes sont plus importants que celle trouvées suivant la direction des trames, 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 la structure du renfort et au type de moulage. Cette dispersion peut être due également à la distribution non uniforme des contraintes dans l'essai de flexion.

Dans les essais de choc, l'énergie totale perdue par le matériau augmente avec l'augmentation des surfaces rompues. L'énergie critique de rupture G_C déterminée par la méthode de E. Plati et J.G Williams en utilisant le mouton pendule est fonction du comportement des différents lots testés. Le mode d'endommagement des lots contenant du tissu taffetas est le mode II (délaminage), leurs G_{IIC} est important, par contre les autres lots (G et H) ont un mode de rupture en traction et leurs G_{IC} est faible.

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. La détermination de la ténacité en statique va donner un élément de comparaison avec les résultats obtenus de la ténacité en dynamique.

Annexes

Annexe 1

L'évolution contraintes / déformations des différents lots testés en flexion trois points sont données par les figures qui suit :

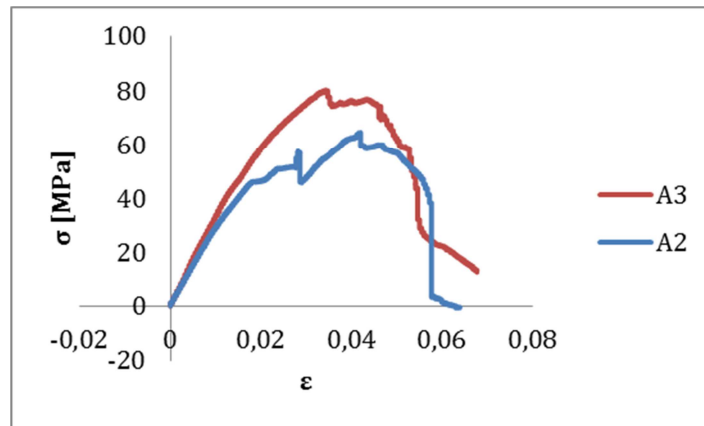


Figure 1 : Evolution contraintes-déformations du lot A en flexion 3 points

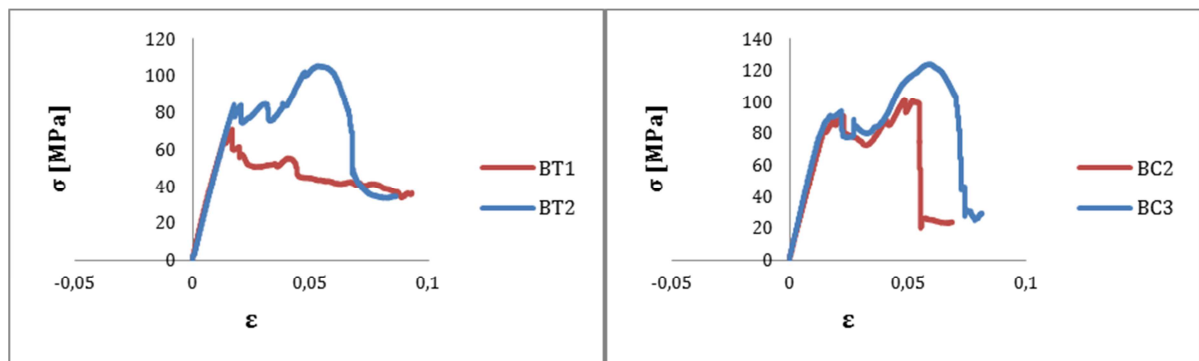


Figure 2 : Evolution contraintes-déformations du lot B en flexion 3 points

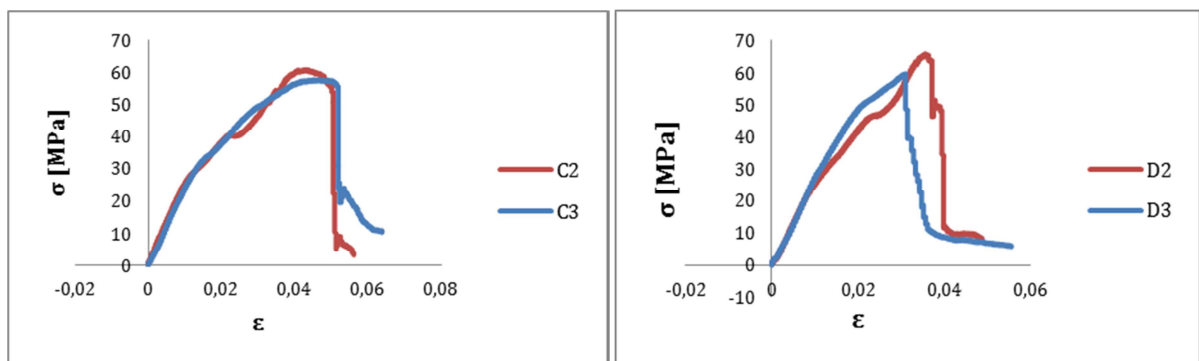


Figure 3 : Evolution contraintes-déformations du lot C et D en flexion 3 points

Epaisseur h [mm]	Largeur b [mm]
1<h≤10	15 ^{±0,5}
10<h≤20	30 ^{±0,5}
20<h≤35	50 ^{±0,5}
35<h≤50	80 ^{±0,5}

Tableau 1 : Dimensions des éprouvettes pour les essais de flexion

Annexe 2

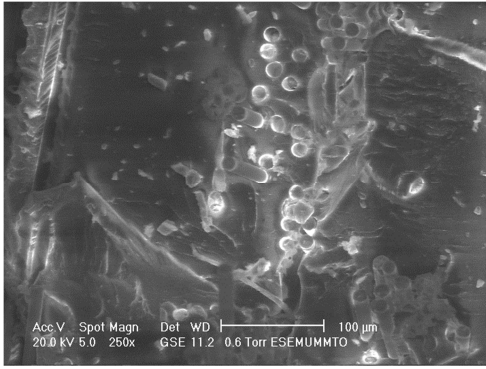
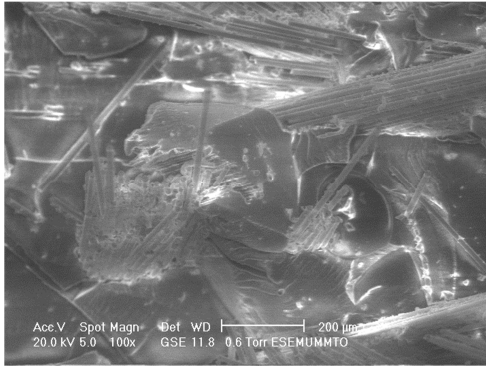
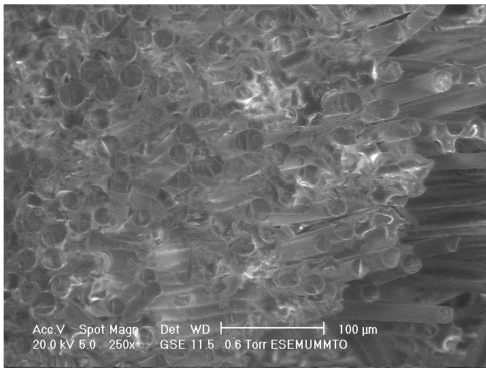

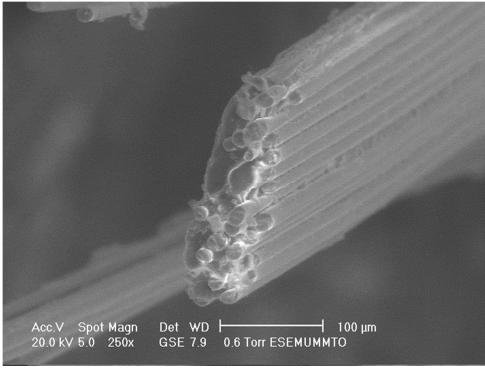
Le facteur de calibration ϕ tabulé par E.PLATI et J.G Williams.

a/W	ϕ				
	L/B=4	L/B=6	L/B=8	L/B=10	L/B=12
0,04	1,681	2,456	3,197	3,904	4,580
0,06	1,183	1,715	2,220	2,700	3,155
0,08	0,933	1,340	1,725	2,089	2,432
0,10	0,781	1,112	1,423	1,716	1,990
0,12	0,680	0,957	1,217	1,461	1,688
0,14	0,605	0,844	1,067	1,274	1,467
0,16	0,550	0,757	0,950	1,130	1,297
0,18	0,505	0,688	0,858	1,015	1,161
0,20	0,468	0,631	0,781	0,921	1,050
0,22	0,438	0,584	0,718	0,842	0,956
0,24	0,413	0,543	0,664	0,775	0,877
0,26	0,391	0,508	0,616	0,716	0,808
0,28	0,371	0,477	0,575	0,665	0,748
0,30	0,354	0,450	0,538	0,619	0,694
0,32	0,339	0,425	0,505	0,578	0,647
0,34	0,324	0,403	0,475	0,542	0,603
0,36	0,311	0,382	0,447	0,508	0,564
0,38	0,299	0,363	0,422	0,477	0,527
0,40	0,287	0,345	0,398	0,448	0,494
0,42	0,276	0,328	0,376	0,421	0,462
0,44	0,265	0,311	0,355	0,395	0,433
0,46	0,254	0,296	0,335	0,371	0,405
0,48	0,244	0,281	0,316	0,349	0,379
0,50	0,233	0,267	0,298	0,327	0,355
0,52	0,224	0,253	0,281	0,307	0,332
0,54	0,214	0,240	0,265	0,288	0,310
0,56	0,205	0,228	0,249	0,270	0,290
0,58	0,196	0,216	0,235	0,253	0,271
0,60	0,187	0,205	0,222	0,238	0,253

Annexe 3

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

Mode A

Désignation des composites	Micrographie MEB Suivant chaine	Micrographie MEB Suivant trame
EC1 & ET10	 <p>Acc.V Spot Magn Det WD ----- 100 µm 20.0 kV 5.0 250x GSE 11.2 0.6 Torr ESEMUMMTO</p>	 <p>Acc.V Spot Magn Det WD ----- 200 µm 20.0 kV 5.0 100x GSE 11.8 0.6 Torr ESEMUMMTO</p>
FC8 & FT3	 <p>Acc.V Spot Magn Det WD ----- 100 µm 20.0 kV 5.0 250x GSE 11.5 0.6 Torr ESEMUMMTO</p>	 <p>Acc.V Spot Magn Det WD ----- 200 µm 20.0 kV 5.0 100x GSE 11.5 0.6 Torr ESEMUMMTO</p>
G2	 <p>Acc.V Spot Magn Det WD ----- 100 µm 20.0 kV 5.0 250x GSE 7.9 0.6 Torr ESEMUMMTO</p>	

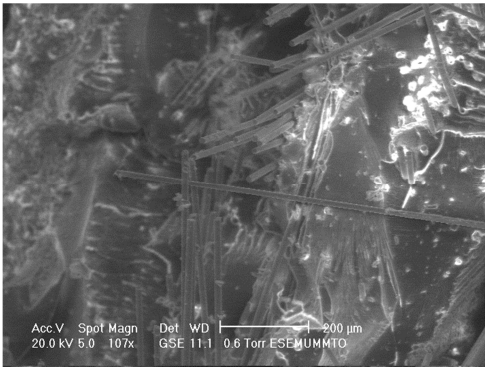

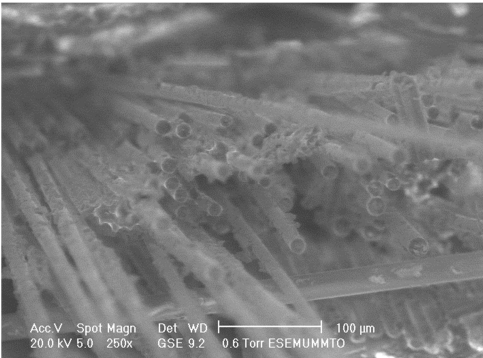
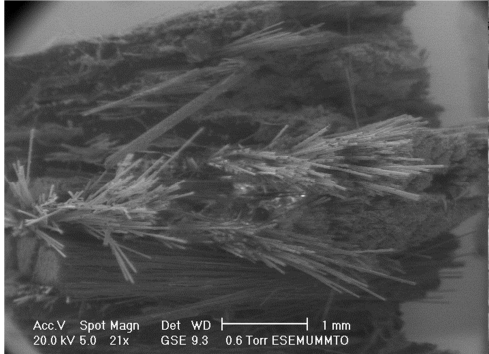
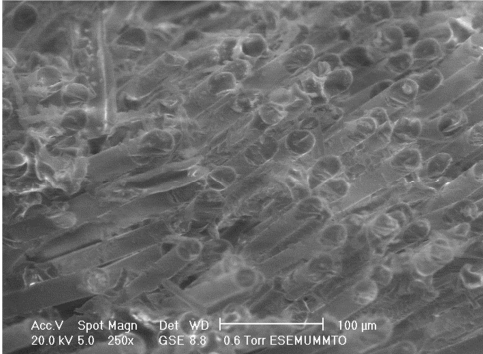
H2		
IC5 & IT3		

Figure 4 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode A

Mode B

Désignation des composites	Micrographie MEB Suivant chaine	Micrographie MEB Suivant trame
EC16 & ET17		

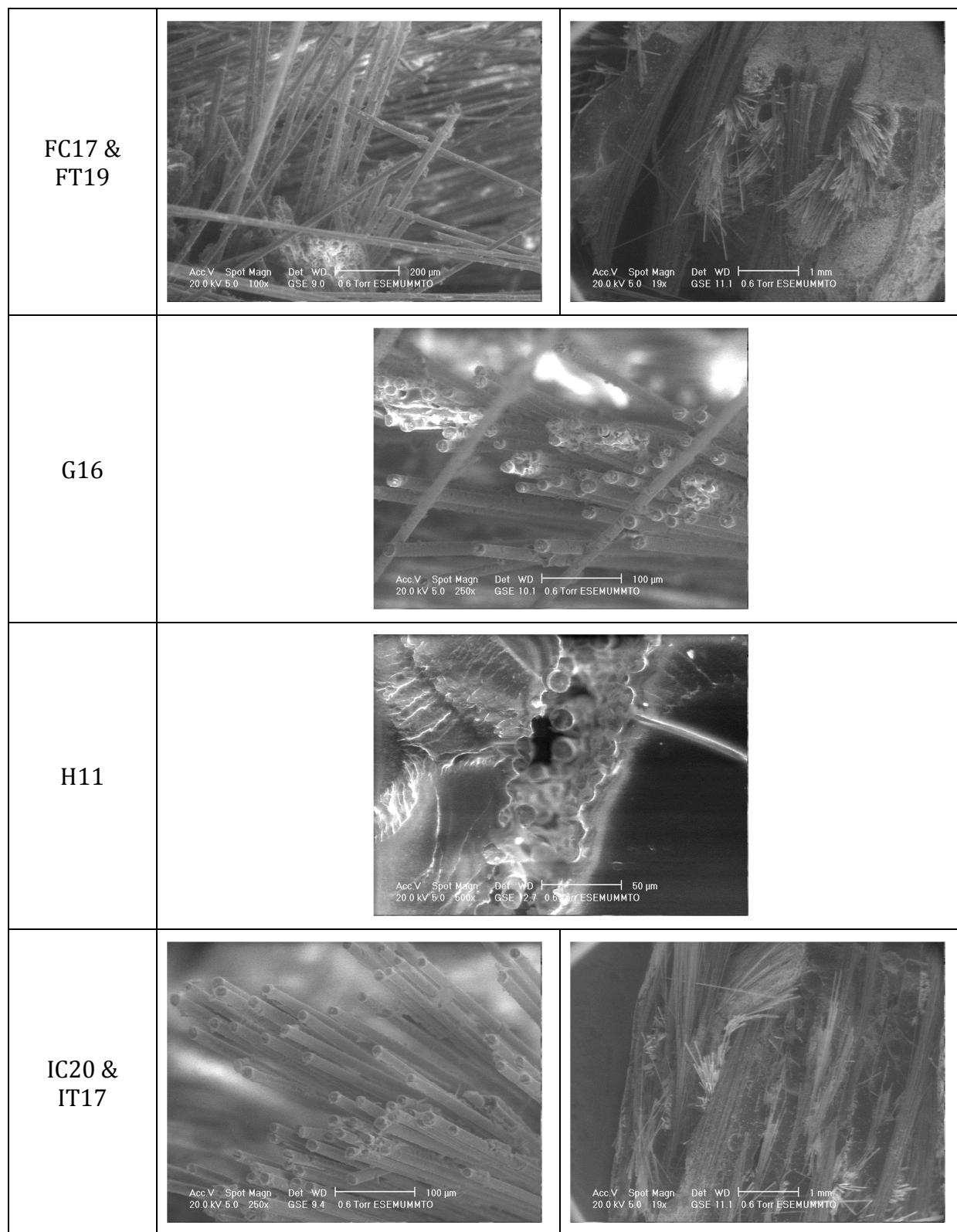


Figure V.5 : Observation au MEB des faciès d'échantillons soumis au choc en mode B

Bibliographie

Bibliographies

[1] : Jean-Marie BERTHELOT

Mécanique des matériaux et structures composites. ISMANS, 2010.

[2] : Nadia BAHLOULI

Cours matériaux composites. DESS Mécanique avancée et Stratégie industrielle

[3] : Laurent GORNET

Généralités sur les Matériaux Composites. École Centrale de Nantes, 2011.

[4] : Louis BERREUR, Bertrand DE MAILLARD

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

[5] : Jean-Paul BAILON ET J.M. DORLOT

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

[6] : Daniel GAY

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

[7] : P. JAQUINET

Utilisation des matériaux composites, Editions Hermès, 1991.

[8] : Michel CHATAIN

Technique de l'ingénieur, traité plastiques et composites, 1996.

[9] : Jean-Luc ENGERAND

Mécanique de la rupture, Technique de l'ingénieur, 1990

[10] : Bernard BARTHELEMY

Notions pratiques de mécanique de la rupture, Edition Eyrolles, 1980.

[11] : E. PLATI et J.G. WILLIAMS

The determination of the fracture parameters for polymers in impact. Polymer Engineering and Science, Vol 15, N° 6, pp 470 – 477, June 1975.

[12] : IRWIN (G.R.)

Relation of stresses near a crack to the crack extension force, International congress of applied mechanics, Bruxelles, 1926.

[13] : RICE (J.R.)

Some remarks on elastic crack-tip stress fields, International journal of solids and structures, 1972.

[14] : Jean-Marie BERTHLOT

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

[15] : F. BALLUFIER, A. LEMASCON

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

[16] : Béatrice LARGE-TOUMI

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

[17] : 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.

[18] : <http://www.mesures.com/>

Mesures mécaniques des appareils de mesure de dureté, Guide d'achat, 2004.

[19] : Bénédicte BONNET

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

[20] : Sébastien BLASSIAU

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

[21] : D. ROUBY

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