

Université Mohamed Khider – Biskra
Faculté des Sciences et de la technologie
Département : Génie Mécanique
Ref :.....



جامعة محمد خيضر بسكرة
كلية العلوم و التكنولوجيا
قسم: الهندسة الميكانيكية
المرجع:.....

Thèse présentée en vue de l'obtention
Du diplôme de
Doctorat LMD en : Génie Mécanique

Spécialité (Option) : Matériaux et Structures

**Contribution à l'analyse de l'endommagement des matériaux
composites**

Présentée par :
REKBI Fares Mohammed Laid

Soutenue publiquement le 07 Décembre 2016

Devant le jury composé de :

Pr. TATI Abdelouahab	Professeur	Président	Université de Biskra
Pr. HECINI Mabrouk	Professeur	Rapporteur	Université de Biskra
Pr. BOUMERZOUG Zakaria	Professeur	Examineur	Université de Biskra
Pr. BENCHABANE Adel	Professeur	Examineur	Université de Biskra
Pr. BRIOUA Mourad	Professeur	Examineur	Université de Batna 2

Dédicace

J'ai toujours pensé faire ou offrir quelque chose à mes parents en signe de reconnaissance pour tout ce qu'ils ont consenti comme efforts, rien que pour me voir réussir, et voilà, l'occasion est venue.

Mes chers parents qui n'ont cessé de me combler par leur amour et leur tendresse.

À ma très chère mère **Khadija** qui m'a assisté dans les moments difficiles et m'a pris doucement par la main pour traverser ensemble des épreuves pénibles

À mon très cher père **Mohammed** que Dieu lui accorde sa miséricorde,

Maman, Papa merci pour tout le soutien et l'amour que vous me portez, depuis mon enfance et j'espère que votre bénédiction m'accompagnera pour toujours.

Je dédie ce travail à tous les membres de ma famille sans aucune exception :

À mon oncle **Talab Said**, sa femme **Malika** et leurs enfants **Tahar Lamjad, Hadjar, Nesrine Asma** pour tout ce que vous avez fait pour moi, merci...

À mes chers et adorables frères, sœurs

"Ayoub, Ahmed Chawki, Hamza, Iman, Rahima, Ilham Halima, Amel Karima, Souhila"

À ma nièce **"Malak"** et mon neveu **"Moaataz"**

À mes chers oncles, tantes, leurs époux et épouses

À mes chers cousins et cousines

Je dédie aussi ce modeste travail à ma fiancée **"Sarrah"** et à sa famille.

Sans oublier tous mes enseignants, le long de ces années d'études chacun par son nom.

À tous mes amis et collègues de formation doctorale **"Fethi, Hodiefa, Khemissi"**

À toutes les personnes que j'ai rencontrées durant ces années universitaires et qui m'ont permis de passer des moments agréables et inoubliables.

À tous lecteurs de cette thèse.

Fares Mohammed Laid REKBI

Remerciements

Je remercie avant tout **ALLAH** de m'avoir gardé en bonne santé afin de mener à bien ce projet de recherche.

Je tiens d'abord à remercier chaleureusement Monsieur **HECINI Mabrouk**, Professeur à l'université de Biskra et mon directeur de cette thèse. Merci d'avoir accepté de m'encadrer sur un sujet aussi passionnant, suivi et dirigé pour la concrétisation de ce travail. Merci de m'avoir assuré au niveau humain et technique, les meilleures conditions de travail.

Mes vifs remerciements vont également à Monsieur le professeur **TATI Abdelouahab**, Professeur à l'université de Biskra, pour avoir accepté de présider le jury de cette thèse.

J'associe à ces remerciements Monsieur **BOUMERZOUG Zakaria**, Professeur à l'université de Biskra, Monsieur **BENCHABANE Adel**, Professeur à l'université de Biskra, et Monsieur **BRIOUA Mourad**, Professeur à l'université de Batna 2, qui m'ont fait l'honneur d'examiner mes travaux. Ils ont également contribué par leurs nombreuses remarques et suggestions à améliorer la qualité de cette thèse, et je leur en suis très reconnaissant.

Je tiens plus particulièrement à remercier la direction de l'entreprise **MAGHREB PIPE M'Sila Algérie** de leur collaboration positive en fournissant la quantité nécessaire de matériau utilisé dans cette étude, et en particulier Monsieur **BAALI Brahim**, Directeur de l'usine pour son accueil et son accompagnement durant le déroulement de mon stage à l'usine.

Je voudrais remercier tous les personnels du Hall Technologique de département de Génie Mécanique de l'université de Biskra pour leur accueil chaleureux, les moyens d'essai qu'ils ont mis à ma disposition et pour l'aide qu'ils m'ont présentée.

Je n'oublie pas ma famille, pour le soutien continu qu'elle m'a apporté tout au long de ces années d'études.

Merci

Fares Mohammed Laid REKBI

SOMMAIRE

Liste des figures.....	VII
Liste des tableaux.....	XI
Introduction générale.....	1
Chapitre I : Présentation générale des matériaux composites	
I.1.Définition des matériaux composites.....	5
I.2.Classification des matériaux composites.....	6
I.3.Constituants des matériaux composites.....	8
I.3.1.Renfort.....	8
I.3.2.Matrice.....	13
I.3.3.Interphase.....	15
I.4.Architecture de renforcement.....	16
I.5.Procédés de mise en œuvre des matériaux composites.....	17
I.5.1.Enroulement filamentaire.....	17
I.5.1.1.Principe.....	17
I.5.1.2.Types.....	18
I.5.1.3.Avantages et inconvénients.....	20
I.5.1.4.Domaine d'application.....	21
I.5.2.Moulage sans pression.....	21
I.5.2.1.Moulage au contact.....	21
I.5.2.2.Moulage par projection simultanée.....	22
I.5.3.Moulage sous vide.....	22
I.5.4.Moulage par injection.....	23
I.5.5.Moulage par pultrusion.....	23
I.5.6.Moulage par centrifugation.....	24
I.6.Application des matériaux composites.....	24
I.6.1.Les avantages.....	25
I.6.2.Les inconvénients.....	26
I.6.3.Les Marchés d'application des composites.....	27

I.7. Loi de comportement mécanique des matériaux composites.....	29
I.7.1.Loi de comportement élastique des matériaux solides.....	29
I.7.1.1.Matériau anisotrope	30
I.7.1.2.Matériau isotrope	30
I.7.1.3.Matériau monoclinique.....	31
I.7.1.4.Matériau orthotrope.....	32
I.7.1.5.Matériau orthotrope à isotropie transverse.....	34
I.7.2.Comportement élastique d'un pli en matériau composite.....	35
I.7.2.1.Comportement élastique d'un matériau composite unidirectionnel.....	35
I.7.2.2.Comportement élastique d'une couche hors axes d'orthotropie.....	35
I.7.2.3.Identification des caractéristiques mécaniques.....	37
I.7.2.4.Comportement élastique du composite stratifié.....	39

Chapitre II : Mécanismes d'endommagement des matériaux composites

II.1.Endommagement des matériaux composites.....	44
II.1.1.Fissuration matricielle.....	45
II.1.2.Décohésion fibre-matrice.....	46
II.1.3.Rupture de fibres.....	46
II.1.4.Délaminage.....	47
II.1.4.1.Définition.....	47
II.1.4.2.Origine du délaminage.....	47
II.1.4.3.Type de délaminage.....	48
II.2.Caractérisation du délaminage des matériaux composites.....	49
II.2.1.Mécanique de la rupture.....	49
II.2.2.Taux de restitution d'énergie (G).....	51
II.2.3.Facteur d'intensité de contrainte (K).....	53
II.2.4.Relation entre (G) et (K).....	55
II.3.Essais de délaminage.....	55
II.3.1.Essai de délaminage en mode I.....	56
II.3.2.Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode I (G_{IC}).....	57
II.3.2.1.Méthode de Berry.....	57

II.3.2.2.Méthode de Poutres.....	59
II.3.3. Détection de l’amorçage.....	60
II.3.4.La résistance de propagation.....	61
II.3.4.1.Les courbes R.....	61

Chapitre III : Etude expérimentale et analyse des résultats

III.1.Procédé de fabrication.....	64
III.2.Détermination du taux de fibres.....	66
III.2.1.Matériel utilisé.....	66
III.2.2.Déroulement de l’essai de calcination.....	67
III.2.3.Détermination du taux de fibres.....	67
III.3.Procédure des essais mécaniques.....	68
III.3.1.Préparation des éprouvettes.....	68
III.3.1.1.Les éprouvettes de l’essai traction.....	69
III.3.1.2.Les éprouvettes DCB de l’essai délaminage.....	70
III.3.2.Moyens des essais.....	72
III.4.Résultats des essais mécaniques.....	75
III.4.1.Essai de traction.....	75
III.4.2.Essai de délaminage DCB.....	77
III.4.2.1.Calcul du taux de restitution d’énergie (G_{IC}).....	84
III.4.3.Résultats des courbes R.....	87
III.5.Observations microscopiques.....	90

Chapitre IV : Etude numérique et analyse des résultats

IV.1.Description du logiciel.....	94
IV.1.1.A propos d'ABAQUS.....	94
IV.1.2.Système d’unités.....	96
IV.1.3.Phases de mises en données.....	97
IV.1.4.Caractéristiques des éléments.....	97
IV.2.Procédure de modélisation numérique du problème du délaminage.....	99
IV.2.1.Modèle géométrique de l’éprouvette.....	100

IV.2.2. Propriétés du matériau utilisé.....	100
IV.2.3. Conditions aux limites et les chargements.....	101
IV.2.4. Maillage de la structure.....	102
IV.2.4.1. L'élément C3D8R.....	103
IV.2.4.2. L'élément C3D20R.....	103
IV.3. Les résultats numériques.....	104
IV.3.1. Calcul de l'énergie critique (G_{IC}) et la compliance (C).....	104
IV.3.2. Analyse des résultats numériques.....	111
Conclusion générale et perspectives.....	113
Références bibliographiques.....	115

LISTE DES FIGURES

Figure I-1 : Matériau composite.....	5
Figure I.2 : Structure d'un matériau composite	6
Figure I-3 : Classification des matériaux composites	6
Figure I-4 : Classification des renforts.....	9
Figure I-5 : Types de matrice.....	14
Figure I-6 : Principales orientations des fibres.....	17
Figure I-7 : Principe du procédé d'enroulement filamentaire.....	18
Figure I-8 : Schéma du principe de l'enroulement circonférentiel	19
Figure I-9 : Schéma de principe de l'enroulement polaire	19
Figure I-10 : Schéma de principe de l'enroulement hélicoïdal	20
Figure I-11 : Principe du moulage au contact	21
Figure I-12 : Principe moulage par projection simultanée.....	22
Figure I-13 : Principe du moulage par projection simultanée.....	22
Figure I-14 : Principe du moulage par injection	23
Figure I-15 : Principe du moulage par pultrusion	24
Figure I-16 : Principe du moulage par centrifugation.....	24
Figure I-17 : Plan de symétrie.....	32
Figure I-18 : Matériau orthotrope.....	33
Figure I-19 : Plan d'isotropie.....	34
Figure I-20 : Composite unidirectionnel.....	35
Figure I-21 : Système d'axes.....	36
Figure I-22 : Élément de stratifié.....	39
Figure II-1 : Les différents endommagements rencontrés dans les composites stratifié...	45
Figure II-2 : Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composites verre/époxyde vinylester.....	46
Figure II-3 : Rupture de fibre suite à une fissuration transverse de la matrice d'un composites carbone/époxyde.....	47
Figure II-4 : Micro – délaminage en extrémité de fissure matricielle	48
Figure II-5 : Modes élémentaires de rupture.....	50
Figure II-6 : Propagation d'une fissure.....	54
Figure II-7 : L'éprouvette Double Cantilever Beam (DCB) d'ASTM D 5528.....	56

Figure II-8 : Détermination des paramètres intrinsèques du matériau.....	58
Figure II-9 : Courbe effort –ouverture relevée lors d’un essai DCB.....	60
Figure II-10 : Courbes schématiques d’un essai DCB.....	60
Figure II-11 : Exemple courbe R de l’essai DCB selon ASTM D5528.....	62
Figure III-1 : Schéma du procédé d’enroulement filamentaire.....	64
Figure III-2 : Domaines d’application des tubes en PRV (produit Maghreb Pipe).....	65
Figure III-3 : Le tissage de l’angle d’enroulement ($\pm\theta$).....	65
Figure III-4 : Exemple d’un tube fabriqué à l’entreprise.....	65
Figure III-5 : Exemple d’échantillon de l’essai de calcination.....	66
Figure III-6 : (a) Creuset, (b) balance de précision, (c) Four.....	67
Figure III-7 : Échantillons découpés à partir du tube en PRV.....	69
Figure III-8 : Table de découpage.....	69
Figure III-9 : Méthode de découpage de l’éprouvette de traction à partir d’un échantillon du tube en PRV.....	69
Figure III-10 : Géométrie d’éprouvette de traction découpée à partir d’un tube en PRV.....	70
Figure III-11 : Tube avec pré-défaut.....	70
Figure III-12 : Schéma de la première méthode de découpage des éprouvettes DCB.....	71
Figure III-13 : Séparation des couches pendant découpage les éprouvettes DCB.....	71
Figure III-14 : Schéma de la deuxième méthode de découpage des éprouvettes DCB....	71
Figure III-15 : Découpage et préparation des éprouvettes DCB.....	72
Figure III-16 : La machine universelle de type INSTRON 5969.....	72
Figure III-17 : Fixation de l’éprouvette sur la machine : (a) délaminage, (b) traction....	73
Figure III-18 : Schéma du dispositif de fixation de l’éprouvette à la machine.....	73
Figure III-19 : Dispositif de fixation de l’éprouvette à la machine.....	74
Figure III-20 : Eprouvette (DCB) avec le dispositif de fixation.....	74
Figure III-21 : Dispositif expérimental de l’essai de délaminage.....	75
Figure III-22 : Dispositif expérimental de l’essai de traction.....	75
Figure III-23 : Courbe de l’essai traction de la configuration [$\pm 50^\circ$].....	76
Figure III-24 : Partie linéaire de la courbe de l’essai traction de la configuration [$\pm 50^\circ$].	76
Figure III-25 : Courbe de l’essai traction de la configuration [$\pm 60^\circ$].....	76
Figure III-26 : Partie linéaire de la courbe de l’essai traction de la configuration [$\pm 60^\circ$].	77
Figure III-27 : Éprouvettes DCB avec les différents pré-défauts.....	78

Figure III-28 : Essai d'ouverture en mode I (délaminage) sur une éprouvette DCB.....	78
Figure III-29 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=33$ mm).....	79
Figure III-30 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=37$ mm).....	79
Figure III-31 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=59$ mm).....	80
Figure III-32 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=70$ mm).....	80
Figure III-33 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=33$ mm).....	81
Figure III-34 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=40$ mm).....	81
Figure III-35 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=50$ mm).....	82
Figure III-36 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=74$ mm).....	82
Figure III-37 : Les parties de la Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=33$ mm).....	83
Figure III-38 : Détermination des paramètres n et h de la configuration $[\pm 50^\circ]$	85
Figure III-39 : Détermination des paramètres n et h de la configuration $[\pm 60^\circ]$	85
Figure III-40 : Les courbes R de la configuration $[\pm 50^\circ]$	88
Figure III-41 : Les courbes R de la configuration $[\pm 60^\circ]$	88
Figure III-42 : Courbes R de la configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ avec pré-défaut ($a_0 =$ 33 mm).....	90
Figure III-43 : Microscope optique.....	90
Figure III-44 : Propagation de la fissure dans l'éprouvette DCB configuration $[\pm 50^\circ]$ image microscopique (x100).....	91
Figure III-45 : Propagation de la fissure dans l'éprouvette DCB configuration $[\pm 60^\circ]$ image microscopique (x100).....	91
Figure III-46 : Point d'amorçage image microscopique (x100).....	92
Figure VI-1 : La fenêtre de logiciel « ABAQUS 6.13-1 ».....	94
Figure VI-2 : Les familles d'éléments.....	98

Figure VI-3 : Brique linéaire, brique quadratique, et éléments. Tétraédriques modifiés...	99
Figure VI-4 : Dimensionnement de l'éprouvette.....	100
Figure VI-5 : Propriétés du pli inclus dans le module « property » logiciel ABAQUS...	101
Figure VI-6 : Condition aux limites et chargement.....	101
Figure VI-7 : Représentation des conditions aux limites et du chargement de l'essai DCB.....	102
Figure VI-8 : La numérotation de nœud de l'élément (C3D8R).....	103
Figure VI-9 : L'intégration de 1x1x1 système de points dans les éléments hexaédriques.....	103
Figure VI-10 : La numérotation de nœud de l'élément (C20D8R).....	104
Figure VI-11 : L'intégration de 2x2x2 systèmes de points dans les éléments hexaédriques.....	104
Figure VI-12 : Maillage typique d'un modèle élément fini.....	104
Figure IV-13 : Valeur de déplacement (δ) pour l'essai $a_0=33$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$	105
Figure IV-14 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=37$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$	106
Figure IV-15 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=59$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$	106
Figure IV-16 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=70$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$	106
Figure IV-17 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=70$ mm avec l'élément C3D8R (l'intégration=1- l'approximation=2) de la configuration $[\pm 50^\circ]$	107
Figure IV-18 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=33$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$	108
Figure IV-19 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=40$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$	109
Figure IV-20 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=50$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$	109
Figure IV-21 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=74$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$	109
Figure IV-22 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=40$ mm avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2) de la configuration $[\pm 60^\circ]$	110

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I-1 : Composition des verres type E, D, R.....	10
Tableau I-2 : Avantages et inconvénients de la fibre de verre.....	11
Tableau I-3 : Caractéristiques mécanique des fibres de verre.....	11
Tableau I-4 : Avantages et inconvénients de la fibre de carbone.....	12
Tableau I-5 : Caractéristiques des résines thermodurcissables	14
Tableau I-6 : Caractéristiques des résines thermoplastiques.....	15
Tableau I-7 : Procédé d'enroulement-Avantages et inconvénients du procédé d'enroulement filamentaire	20
Tableau II-1 : Types d'endommagement dans les composites stratifiés.....	45
Tableau III-1 : Séquences d'empilement des tubes stratifiés.....	66
Tableau III-2 : Taux de fibres des deux configurations considérées.....	68
Tableau III-3 : Résultats essais de traction pour les deux configurations considéré [$\pm 50^\circ$] et [$\pm 60^\circ$].....	77
Tableau III-4 : Résultats du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$]	86
Tableau III-5 : Résultats du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 60^\circ$]	86
Tableau VI-1 : Système d'unités utilisé	97
Tableau VI-2 : Propriétés mécaniques du pli du matériau testé.....	100
Tableau VI-3 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] avec l'élément C3D8R.....	105
Tableau VI-4 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2).....	107
Tableau VI-5 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] avec l'élément C3D20R.....	107
Tableau VI-6 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] avec l'élément C3D20R (l'intégration=1 et l'approximation=2).....	108
Tableau VI-7 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 60^\circ$] avec l'élément C3D8R.....	108

Tableau VI-8 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2).....	110
Tableau VI-9 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec l'élément C3D20R.....	110
Tableau VI-10 : Résultats numérique du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec l'élément C3D20R (l'intégration=5 et l'approximation=2).....	111
Tableau VI-11 : Erreur de calcul avec l'élément C3D8R.....	111
Tableau VI-12 : Erreur de calcul avec l'élément C3D20R.....	112

INTRODUCTION GENERALE

Aujourd'hui, l'utilisation des matériaux composites se développe rapidement dans le monde et ils sont devenus largement employés dans divers secteurs d'activité industrielle, grâce à leurs performances et intéressantes propriétés mécaniques. Le développement des matériaux composites dans les industries de pointe au cours de ces dernières décennies touche désormais des domaines de plus en plus nombreux tels que l'aéronautique, spatial, automobile, ferroviaire, construction civile, électronique, sport et loisirs, médical, etc. [1].

Ce développement de l'utilisation de ces matériaux nécessite de mettre en place des outils permettant leur caractérisation et la modélisation de leur comportement mécanique. D'autre part, malgré leurs propriétés intéressantes dans le plan, les matériaux composites mise en œuvre par stratification présentent un endommagement qui provoque la séparation des couches appelé délaminage.

D'après, Maatallah M. N [2] dans les matériaux composites à fibres longues soumis à un chargement monotone ou cyclique, la ruine finale du stratifié résulte du développement et de l'accumulation de plusieurs types d'endommagement. A l'échelle microscopique, les différents types d'endommagement observés se résument à des microfissures dans la matrice ou à l'interface des plis, décohésions fibre/matrice, arrachement des fibres ainsi que des ruptures de fibres. A l'échelle macroscopique, les mécanismes d'endommagement rencontrés sont : la rupture de la matrice le long des fibres connue sous le nom de fissuration intralaminare, décollement inter-plies appelé délaminage et la rupture des fibres qui représente le mode d'endommagement le plus dangereux puisqu'il apparaît tardivement et conduit à la ruine finale du matériau.

Des études du délaminage sont réalisées le plus souvent par la théorie de la mécanique de la rupture. Les méthodes d'essais normalisées permettent de déterminer le critère de propagation du délaminage en mode I, II et III du stratifiés tel que les travaux de Benzeggagh A. M [3], Laksimi A et al [4] et Gong X. J., Hurez A [5].

Dans le cadre des investigations expérimentales pour caractériser l'endommagement des matériaux composites fabriqués par le procédé de l'enroulement filamentaire, la bibliographie montre que ce champ de recherche reste toujours d'actualité, Theotokoglou E.E [6] a étudié la rupture des coques composites. Davies P., Rannou F [7] a réalisé une étude sur l'effet des défauts dans les tubes en matériaux composites. Karpuz P [8] a proposé une étude basée sur l'analyse du comportement mécanique des tubes obtenu par enroulement filamentaire. Radulovic J., Maksimović K [9] ont réalisé une analyse expérimentale et numérique pour la caractérisation mécanique de cette forme du matériau. Perillo G., Echtermeyer A.T [10] a évalué numériquement en mode I la ténacité interlaminaire des tubes composites obtenus par enroulement filamentaire en utilisant le logiciel d'éléments finis «ABAQUS».

La présente étude a pour objectif principal de contribuer à l'analyse de l'endommagement des matériaux composites de forme de tube fabriqué par le procédé de l'enroulement filamentaire. La méthodologie utilisée dans ce travail est l'analyse expérimentale et numérique de ce type d'endommagement propre aux matériaux composites stratifiés. Cette rupture interlaminaire est caractérisée par un décollement ou une décohésion entre les plis du stratifié.

Le plan de la réduction de cette thèse est composé de quatre chapitres:

Le premier chapitre présente une étude bibliographique concernant la présentation générale des matériaux composites, leur mise en œuvre et leurs domaines application. La fin de ce chapitre est un rappel théorique des lois de comportement mécanique des matériaux composites.

Dans le deuxième chapitre, un bilan sur les phénomènes portant sur les mécanismes d'endommagement de ces matériaux est présenté avec une étude approfondie du problème traité, le « délaminage ». Nous avons discuté les moyens de mise en évidence de ce défaut et les différents essais de caractérisation. En fin nous exposons les méthodes de détermination des paramètres influant ce type de rupture.

Le troisième chapitre, qui est la partie expérimentale, comporte des travaux expérimentaux pour comprendre le comportement mécanique des structures en composites fabriquées par le procédé d'enroulement filamentaire qui est un procédé spécial à la mise en œuvre des composites de forme tubulaire. Les investigations expérimentales concernent la description de

la mise en œuvre du tube en matériau composite, le découpage des éprouvettes et la détermination du taux des fibres.

Les essais mécaniques réalisés dans le cadre de ce travail concernent les essais de traction pour caractériser le matériau utilisé et les essais du délaminage en mode I d'ouverture pour caractériser l'amorçage et la propagation de la fissure interlaminaire. Nous concluons ce chapitre par une analyse et une interprétation des résultats obtenus à travers les essais effectués.

Le quatrième chapitre, commence par une modélisation numérique du phénomène de délaminage traité dans la partie expérimentale effectué sur le logiciel d'éléments finis «ABAQUS», qui l'offre des outils puissants pour l'analyse en deux et trois dimensions.

Ce logiciel permet de traiter la majorité des problèmes de mécanique de la rupture et de fissuration des structures. Nous avons conclu ce chapitre avec une analyse et interprétation des résultats numériques obtenus à travers l'utilisation de ce logiciel.

Finalement une conclusion générale reprendra les principaux résultats de cette étude qui permettent de répondre à plusieurs questionnements scientifiques. Cette conclusion donnera ainsi la présentation des perspectives envisagées pour la poursuivre de cette étude.

Chapitre I

Présentation générale des matériaux composites

Dans ce chapitre nous exposons dans en premier temps une généralité sur les matériaux composites qui est dédié à une définition de ces matériaux, classification et leurs constituants. Les différents procédés de mise en œuvre seront ici présentés, avec plus de précision sur le procédé utilisé dans notre travail. Ensuite nous exposerons sur le marché de ces artificiels matériaux pour la connaissance des quelques d'applications. Enfin nous avons renforcé l'étude bibliographie par la description des lois de comportement des matériaux composites dans l'architecture de stratifiés.

Sommaire

I.1.Définition des matériaux composites.....	5
I.2.Classification des matériaux composites.....	6
I.3.Constituants des matériaux composites.....	8
I.3.1.Renfort.....	8
I.3.2.Matrice.....	13
I.3.3.Interphase.....	15
I.4.Architecture de renforcement.....	16
I.5.Procédés de mise en œuvre des matériaux composites.....	17
I.5.1.Enroulement filamentaire.....	17
I.5.1.1.Principe.....	17
I.5.1.2.Types.....	18
I.5.1.3.Avantages et inconvénients.....	20
I.5.1.4.Domaine d'application.....	21
I.5.2.Moulages sans pression.....	21
I.5.2.1.Moulage au contact.....	21
I.5.2.2.Moulage par projection simultanée.....	22
I.5.3.Moulage sous vide.....	22
I.5.4.Moulage par injection.....	23
I.5.5.Moulage par pultrusion.....	23
I.5.6.Moulage par centrifugation.....	24
I.6.Application des matériaux composites.....	24
I.6.1.Les avantages.....	25
I.6.2.Les inconvénients.....	26
I.6.3.Les Marchés d'application des composites.....	27
I.7.loi de comportement mécanique des matériaux composites.....	29
I.7.1.Loi de comportement élastique des matériaux solides.....	29
I.7.1.1.Matériau isotrope.....	30
I.7.1.2.Matériau anisotrope.....	30
I.7.1.3.Matériau monoclinique.....	31
I.7.1.4.Matériau orthotrope.....	32
I.7.1.5.Matériau orthotrope à isotropie transverse.....	34
I.7.2.Comportement élastique d'un pli en matériau composite.....	35
I.7.2.1.Comportement élastique d'un matériau composite unidirectionnel....	35
I.7.2.2.Comportement élastique d'une couche hors axes d'orthotropie.....	35
I.7.2.3.Comportement élastique du composite stratifié.....	37
I.7.2.4.Comportement élastique du composite stratifié.....	39

I.1. Définition des matériaux composites

D'un point de vue structurel, un composite est un matériau composé d'au moins deux phases dissemblables et différentes à l'échelle macroscopique une phase discontinue de renfort plus rigide et plus résistante que la phase continue de la matrice (figure I-1). Le renfort sous forme de fibres, assure les caractéristiques mécaniques élevées du matériau et résiste aux charges, la matrice sous forme de résine qui répartit cette charge, garantit la géométrie du composite et assure la transmission des contraintes.

Le but de cette association est d'obtenir un matériau dont les propriétés spécifiques et les performances mécaniques du composite sont meilleures que la matrice sans renforcement. Donc la mise en forme du matériau composite, dépend du choix des composants et de leurs proportions respectives, ainsi que par le choix des dimensions, la disposition des renforts et sa forme. Ces choix permettent d'obtenir un matériau présentant les caractéristiques spécifiques recherchées.

Dans l'ingénierie des sciences des matériaux les matériaux composites constituent une très large et importante partie des matériaux utilisés dans des différentes industries.

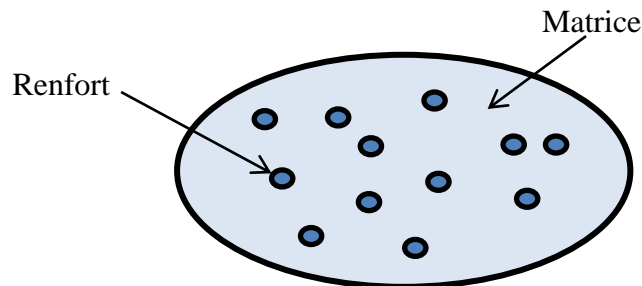


Figure I-1 : Matériau composite.

Généralement les fibres sont orientées selon la direction de résistance à privilégier, puis noyées dans la matrice afin de constituer un pli unidirectionnel. La majorité des structures composites utilisées dans l'industrie sont obtenues par empilement de plusieurs plis qui constituent un multicouche nommé composite stratifié. L'assemblage de ces plis, orientés selon différentes directions par rapport à la direction principale de chargement, permet ainsi de construire un stratifié optimisé en termes de rigidité et de masse par rapport à une sollicitation donnée. La structure multi-échelle finale (≈ 1 m) est ainsi composée de fibres et de résine à l'échelle microscopique ($\approx 10\mu\text{m}$), constituant à une échelle supérieure des plis ($\approx 100\mu\text{m}$), formant à leur tour par empilement une plaque stratifié ($\approx 1\text{mm}$), (figure I.2) [11].

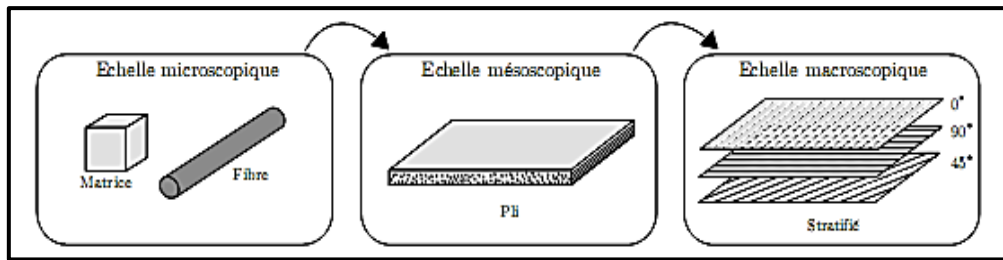


Figure I.2 : Structure d'un matériau composite stratifié [11].

Les composites trouvent déjà leur place dans une très grande variété de produits, autant dans la haute performance (aérospatial) que dans des produits commerciaux comme les vélos et raquettes de tennis. Ce qui rend ces matériaux si intéressants mise à part les qualités mécaniques, sont les énormes.

Les propriétés des matériaux composites résultent [12] :

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

Pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier:

- la nature des constituants et leurs propriétés;
- la géométrie du renfort, sa distribution;
- la nature de l'interface matrice-renfort.

I.2. Classification des matériaux composites

Les composites peuvent être classés selon diverses façons. La manière la plus simple consiste à les classer par la forme des composants (les formes des renforts) ou suivant leurs natures (la nature de la matrice).

- **Classement Selon la forme des renforts** : selon la forme des renforts les composites sont divisés en quatre catégories suivantes (figure 1-3) [13]:

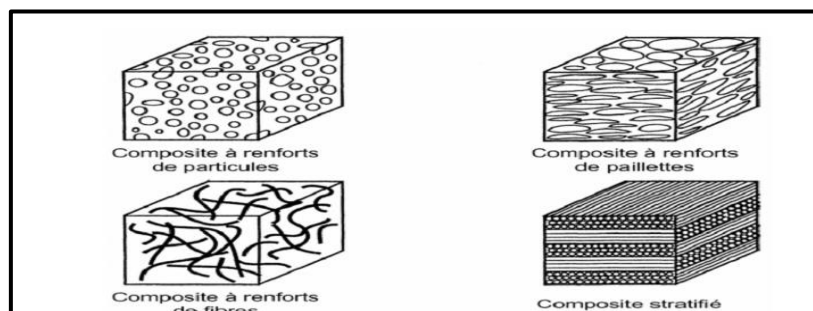


Figure I-3 : Classification des matériaux composites [13].

- Composites à renforts de particules : Le renfort est considéré comme une particule si toutes ses dimensions sont approximativement égales et petites devant les autres dimensions du matériau. Les particules dures sont dispersées aléatoirement dans la matrice moins rigide.
- Composites à renforts de paillettes : Les paillettes ont une dimension très faible par rapport aux autres dimensions. La dispersion de ces « particules minces » est généralement aléatoire. Cependant, les paillettes peuvent être rangées parallèlement l'un à l'autre afin d'avoir des propriétés plus uniformes dans le plan.
- Composites à renforts de fibres : Une fibre a une longueur bien supérieure aux dimensions de la section transversale. Ce type de composites peut être divisé selon les renforts : en fibres discontinues (courtes) ou en fibres continues (longues).
- Composites stratifiés : Un stratifié se compose d'au moins deux couches minces de matériau. Les couches peuvent être constituées de différents matériaux monolithiques comme dans les métaux plaqués ou de même matériau composite empilé selon différentes orientations comme pour des stratifiés composites à renforts de fibres longues. Ce dernier devient une classe hybride du composite comportant à la fois le composite à renfort de fibres et la technique de stratification.
- **Classement suivant la nature des constituants** : Les matériaux composites peuvent également être classés par la nature de la matrice.
- Composites à matrice polymérique : Les polymères sont caractérisés par une faible densité, une résistance mécanique relativement faible, et une grande déformation à rupture. Les avantages principaux sont le procédé de fabrication relativement mature et le poids faible. Ce type de composites a été développé surtout pour les applications aéronautiques où la réduction de poids est essentielle.
- Composites à matrice métallique : Dans ces composites, des matériaux métalliques comme l'aluminium et le titane sont renforcés par des renforts généralement non-métalliques, souvent des céramiques. De par la nature même du composite, les composites à matrice métallique ont des propriétés mécaniques meilleures ou plus adaptables au chargement que leurs matrices monolithiques. Leurs applications dans les moteurs d'automobile sont bien établies.
- Composites à matrice céramique : Des matrices céramiques telles que le verre et le carbure de silicium (SiC) peuvent être associées aux renforts comme des métaux, le carbone, et des céramiques. Leur développement a pour but d'améliorer les propriétés mécaniques telles que la ténacité et la résistance au choc thermique des céramiques monolithiques.

Ces composites sont utilisés dans des environnements sévères, par exemple les moteurs de fusées, les boucliers thermiques, ou les turbines à gaz.

En plus de ces classifications on distingue deux types de composites: les composites à grandes diffusions et les composites à hautes performances.

- **Grande diffusion :**

Les matériaux composites à grande diffusion offrent des avantages essentiels, qui sont : optimisation des coûts par diminution des prix de revient, sa composition de polyester avec des fibres de verre longues ou courtes (sous forme de mat ou tissu) et la simplicité du principe d'élaboration des matériaux (moulage par contact, SMC et injection).

- **Hautes performances :**

Les composites à hautes performances sont utilisées dans le domaine aéronautique où le besoin d'une grande performance déduit des hautes valeurs ajoutées.

Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50% [13].

I.3. Constituants des matériaux composites

Dans la suite de cette présentation on appellera de façon courante "matériaux composites" des arrangements des renforts qui sont noyés dans une matrice. Entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface.

Les propriétés mécaniques des composites fibreux sont directement liées aux caractéristiques mécaniques de leurs constituants : le renfort, la matrice, ainsi que l'interphase. La rigidité et la résistance d'un composite sont assurées principalement par les renforts (fibres) qui possèdent des caractéristiques mécaniques beaucoup plus élevées que la matrice. Cette dernière, quant à elle, réunit les fibres et assure la forme géométrique de la structure. L'interphase est la zone créée par l'adhérence et la réaction entre les fibres et la matrice. Elle possède des caractéristiques chimiques et mécaniques différentes de celles des fibres et de la matrice [13].

Nous présenterons successivement quelques-uns des constituants les plus couramment utilisés pour les matériaux composites.

I.3.1. Renfort

Un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus) [14].

La figure I-4, indique la classification des types de renforts couramment rencontrés.

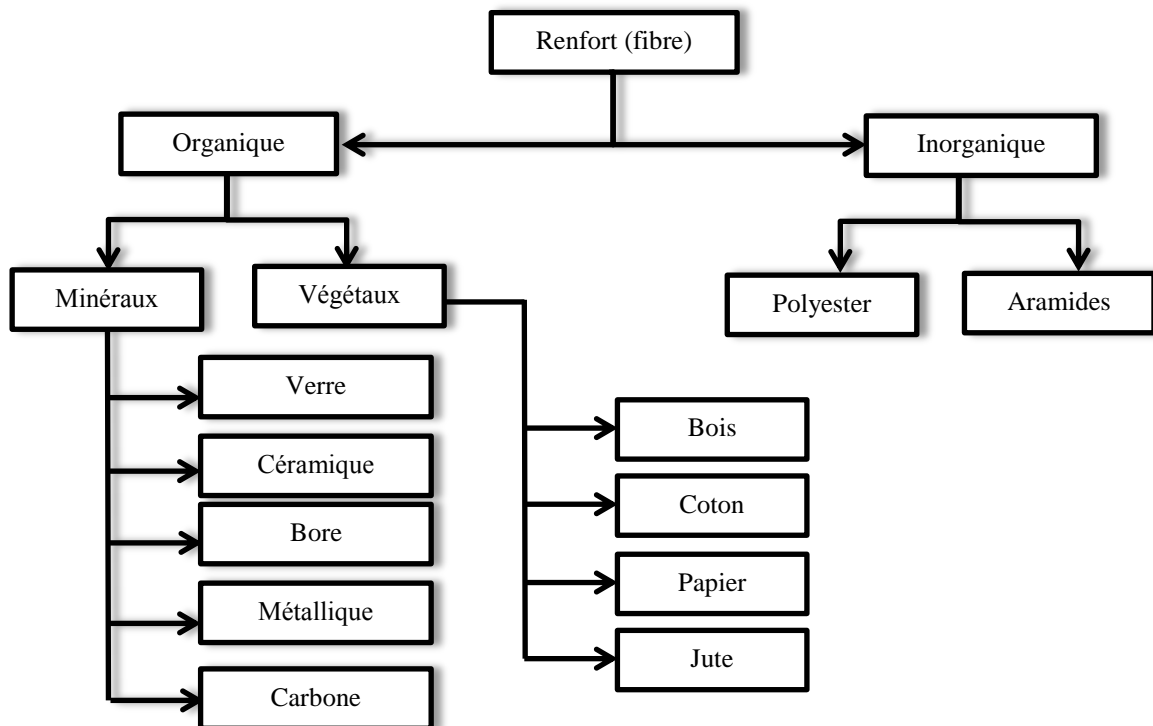


Figure I-4 : Classification des renforts [14].

- **Fibres de verre**

La forme massive de verre est faite une très grande fragilité, attribuée à une sensibilité élevée à la fissuration. Par contre, élaboré sous forme de fibres de faibles diamètres (quelques dizaines de micromètres), le verre perd ce caractère et possède alors de bonnes caractéristiques mécaniques. Ces fibres sont très répandues dans des applications à basses performances ainsi que des applications hautes performances telle que les réservoirs de propulseurs de fusée.

Fibre de verre est en générale obtenue à partir de silice (SiO_2) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie et divers oxyde tel que alumine, alcalins, alcalinoterreux, oxyde de bore). Ces produits peu coûteux, associés à des procédés assez simples d'élaboration, confèrent aux fibres de verre un excellent rapport performances/prix, qui les place de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans les matériaux composites [13].

On distingue différents variétés de fibres de verre :

- verre E : le plus courant, il possède de bonnes propriétés diélectriques
- verre D : il est destiné aux applications de construction ou électronique, en raison de ses propriétés diélectriques supérieures aux autres types de fibres de verre
- verre C : il est très résistant chimiquement et est principalement utilisé pour les applications anticorrosion
- verre R ou S : il est destiné pour les applications haute performance du fait de sa résistance en traction et son module d'élasticité supérieurs aux autres fibres de verre.

Le tableau ci-dessous (Tableau I-1) présente les constituants des différents types de fibres de verre et leurs compositions.

Constituants		Composition en masse (%)		
		Verre E	Verre D	Verre R
Silice	SiO ₂	53-54	73 - 74	60
Alumine	Al ₂ O ₃	14-15,5	20 - 24	25
Chaux	CaO	} 20-24	} 0,5 - 0,6	9
Magnésie	MgO			6
Oxyde de bore	B ₂ O ₃	6,5-9	22-23	
Fluor	F	0-0, 7		
Oxyde de fer	Fe ₂ O ₃		0,1- 0,2	
Oxyde de titane	TiO ₂			
Oxyde de sodium	Na ₂ O		1,3	
Oxyde de potassium	K ₂ O		1,5	

Tableau I-1 : Composition des verres type E, D, R [15].

Dans la pratique, les verres de type E constituent la presque totalité du tonnage de verre textile produit actuellement. Les autres verres, représentant globalement une faible quantité (environ 1 %), sont réservés à des applications spécifiques [15].

Le tableau I-2 représente les avantages et des inconvénients des fibres de verre.

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Bonne résistance thermique et électrique. • Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité. • Bonne compatibilité avec les matrices organiques. • Faible coût. 	<ul style="list-style-type: none"> • Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique. • Tenue au choc médiocre.

Tableau I-2 : Avantages et inconvénients de la fibre de verre [16].

Les caractéristiques mécaniques des fibres de verre décrites ci-dessus sont résumées dans le Tableau I-3

Caractéristiques	Type E	Type D	Type C	Type R	Type S
Résistance en traction (MPa)	3500	2450	2800	4650	4650
Module en traction (GPa)	73,5	52,5	70	86,5	86,5
Allongement à la rupture (%)	4,5	4,5	4,0	5,3	5,3

Tableau I-3 : Caractéristiques mécanique des fibres de verre.

- **Fibres de carbone**

Les fibres de carbone sont pour la plupart obtenues à partir d'une fibre précurseur de type poly acrylonitrile (PAN). Ces fibres subissent une étape d'oxydation pour faire réticuler le PAN et le rendre ainsi moins « fusible » en vue des traitements thermiques ultérieurs. Elles sont ensuite soumises à une seconde étape, qui peut être une carbonisation à 1500°C ou à une graphitisation à 3000°C [17], Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [18] :

- ✓ Fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C.
- ✓ Fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C.

Les avantages et les inconvénients des fibres de carbone sont représentés sur le tableau I-4

Avantages	Inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Grande résistance à la traction et grande rigidité longitudinale. • Très bonne tenue en température sans chute de propriétés (jusqu'à 1 500 °C en atmosphère non oxydante). • Inertie à la corrosion et aux agents chimiques. • Coefficient de dilatation longitudinal très faible. 	<ul style="list-style-type: none"> • Fragilité au choc; • Fragilité à la courbure ou au pliage; • Coût élevé.

Tableau I-4 : Avantages et inconvénients de la fibre de carbone [16].

- **Fibres aramides**

Généralement la version commerciale disponible est le KEVLAR, et le Nomex. Ces fibres appartiennent à la famille des fibres polyamide aromatiques.

Elles possèdent une résistance élevée et une rigidité considérablement supérieure à celle des fibres de verre. La tolérance aux dommages est très bonne également.

Leurs désavantages incluent une résistance en compression inférieure à celle des fibres de carbone et une adhésion relativement faible aux matrices [13].

- **Fibre à base de bore :** fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures. Elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [18].
- **Fibre à base de silice ou de quartz :** elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée [18].
- **Fibres de polyéthylène de haut module :** elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester [18].

Autres fibres :

Il existe diverses autres fibres utilisées pour des applications particulières. Ces sont généralement à faibles module et contrainte à la rupture, excepté les fibres métalliques. Généralement, leur utilisation est réservée à une recherche de :

- produits à bas prix de revient,
- produits à haute isolation thermique,
- produits à bonne conductibilité thermique ou électrique,
- produits à haute absorption acoustique,
- etc.

Parmi ces fibres nous trouvons:

- **Les fibres métalliques** : telles que les fibres d'acier, de cuivre, d'aluminium. Ces fibres sont utilisées avec des matrices métalliques pour leurs bonnes conductibilités thermique et électrique et leurs caractéristiques thermomécaniques élevées.
- **Les fibres synthétiques** : comme les fibres polyester (tergal, dacron, térylène, etc.), les fibres polyamides, les fibres polyéthylène, les fibres polypropylène, etc.
- **Les fibres d'origine végétale** : telles que le bois utilisé sous forme de fibres orientées, le sisal, le jute, le lin, etc.

I.3.2. Matrice

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymérique.

Ce constituant de matériau composite a pour rôle de lier et maintient les fibres dans leur orientation, transmettre et à distribuer aux renforts les efforts extérieurs des charge appliquées.

La matrice détermine en général la limite de l'environnement de service du matériau et la température d'utilisation de ce matériau.

On énumère un grand type de polymère pour servir de matrice aux matériaux composites (figure I-5). Les matrices les plus utilisés sont les suivants :

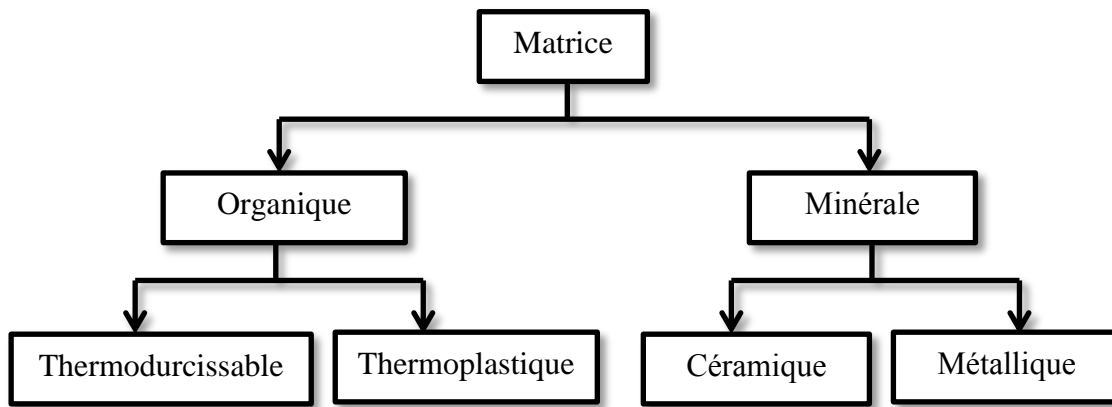


Figure I-5 : Types de matrice [14].

- **Résine thermodurcissables**

Ces matrices se présentent sous forme d'une résine initialement à l'état de liquide visqueux, composé de molécules longues et indépendantes. Ces molécules établissent alors des liaisons, et ces réactions sont déclenchées le plus souvent grâce à l'action conjointe d'un durcisseur et de la température. Il se forme ainsi une structure solide tridimensionnelle [17].

Les résines polyesters insaturées, les résine de condensation (phénoliques, amioplastés, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables. Les deux principales résines utilisées sont les polyesters (environ 70%) et les époxy (25%) [17].

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées, on trouve les époxydes possèdent de bonnes propriétés thermomécaniques, adhésion avec la fibre par ce que sont les plus utilisées pour la fabrication de structures aéronautiques. Les résines de type vinylester sont caractérisées par leur bonne tenue thermique et leur résistance à la corrosion.

Les matériaux de ce type de résine les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau I-5.

Résines	T_f (°C)	ρ (Kg/m ³)	E_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-5 : Caractéristiques des résines thermodurcissables [14].

- **Résine thermoplastique**

Ce sont des matériaux semi-cristallins comportant une phase amorphe et une phase semi-cristalline [19].

Parmi les résines thermoplastiques, on peut citer la résine PEEK (polyéther-éther-cétone, la PPS (Polysulfure de phénylène), la PEI (Polyéther imide) et la PA (polyamide).

Les composites à matrice thermoplastique occupent une place de plus en plus importante dans de nombreux secteurs. En effet, ils possèdent de nombreux avantages par rapport à leurs homologues thermodurcissables [17] notamment une meilleure tenue au choc, ainsi qu'une bonne résistance à l'endommagement. Les thermoplastiques peuvent être refondus et ainsi être réellement recyclés et non simplement valorisées thermiquement.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau I-6.

Résines	T_f (°C)	ρ (Kg/m ³)	E_t^R (%)	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
Polyamide	60 à 100	1140		50 à 85		1,2 à 2,5
Polypropylène	900	1200		20 à 35		1,1 à 1,4

Tableau I-6 : Caractéristiques des résines thermoplastiques [14].

- **Additifs**

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçant, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm). Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résines.

Ces produits, de types colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constitués de matériau composite.

I.3.3. Interphase

L'interphase est une zone concentrique à la fibre, est constituée de la surface de contact fibre/matrice et permet d'assurer la liaison fibre/matrice et le transfert des contraintes de l'une à l'autre sans déplacement relatif. Cependant, l'hypothèse que l'interphase n'a pas d'épaisseur est souvent faite pour faciliter l'analyse micromécanique des composites [13].

La nature de l'adhésion fibre/matrice inclut le verrouillage mécanique, l'attraction électrostatique, l'enchevêtrement moléculaire, et la réaction chimique.

L'interphase peut être considérée comme un constituant du composite car elle possède des propriétés chimiques, physiques, et mécaniques différentes de celles de la fibre et de la matrice.

I.4. Architecture de renforcement

Afin d'améliorer les caractéristique mécanique des structures en matériaux composites, il est nécessaire de jouer sur l'architecteur des renforts (leur texture) pour créer une charpente résistante adaptée aux sollicitations mécaniques imposées. En fonction des caractéristiques recherchées, on rencontre plusieurs textures de renforcements (figure I-6) [20].

➤ Unidirectionnelle :

Dans ce cas les fibres sont orientées dans une même direction, elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes :

- ✓ Reliées par un fil (nappes) ;
- ✓ Sans liaison particulière (roving).

➤ Multidirectionnelle aléatoire :

Il est possible de fabriquer des composites avec des fibres disposées dans les trois directions. Par construction tous les composites sont fortement anisotropes, puisque la rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résine [20].

Elles peuvent se présenter sous les formes suivantes :

- ✓ Fibres coupées et broyées, sans arrangement particulier ;
- ✓ Feutre de fibres agglomérées par un liant : le mat peut être à fibres courtes (Longueur inférieure à 50 mm), sans orientation particulière ou à fibres continues.

➤ Orientée :

Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et la chaîne, le tissu sera toile, un sergé ou un satin.

On réalise également, pour les applications particulières suivantes : aérospatiale, défense, des armatures de renforcements bi- ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou couque dont la raideur et la résistance varient avec la direction de la sollicitation [20].

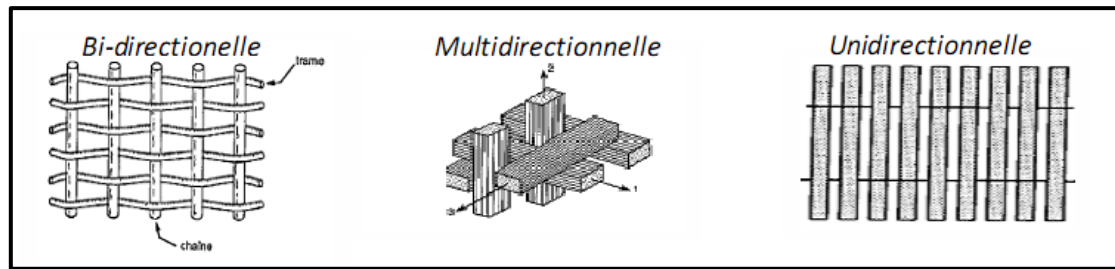


Figure I-6 : Principales orientations des fibres [20].

I.5. Procédés de mise en œuvre des matériaux composites

Puisque le procédé de l'enroulement filamentaire est le procédé utilisé dans le sujet de notre étude, nous allons faire une étude approfondie de ce type de mise en œuvre des matériaux composites.

I.5.1. Enroulement filamentaire

L'enroulement filamentaire est l'un des plus anciens procédés d'élaboration de structures composites [21]. C'est un Procédé de moulage destiné à la production des corps de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques [18], (tubes et canalisation, réservoirs, organes de fusées et de missiles, etc.), ou des pièces spéciale (coudes, manchons, réduction, tés, adaptateurs). Ce procédé est très employé industriellement pour la fabrication de tubes et de réservoirs destinés à des applications de tenue aux hautes pressions comme les réservoirs de stockage de gaz et pour les tubes de transporteur des eaux usées ou potable.

Le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux rovings bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée. Le pourcentage en volume du renfort est élevé (jusqu'à 85%) [22].

I.5.1.1. Principe

Cette technique est basée sur le principe de l'enroulement du filament continu de renfort (généralement verre ou carbone) sur un mandrin en rotation. Les fibres sont pré imprégnées de résine ou imprégnées en ligne (figure I-7) [21], L'angle de bobinage et le placement des fils sont assurés par le mouvement de guide fil et par une tension constante. La combinaison du mouvement de rotation du mandrin sur lequel s'enroule le filament et des déplacements du support fournissant le filament crée un tissage particulier, fonction des rapports relatifs de ces vitesses

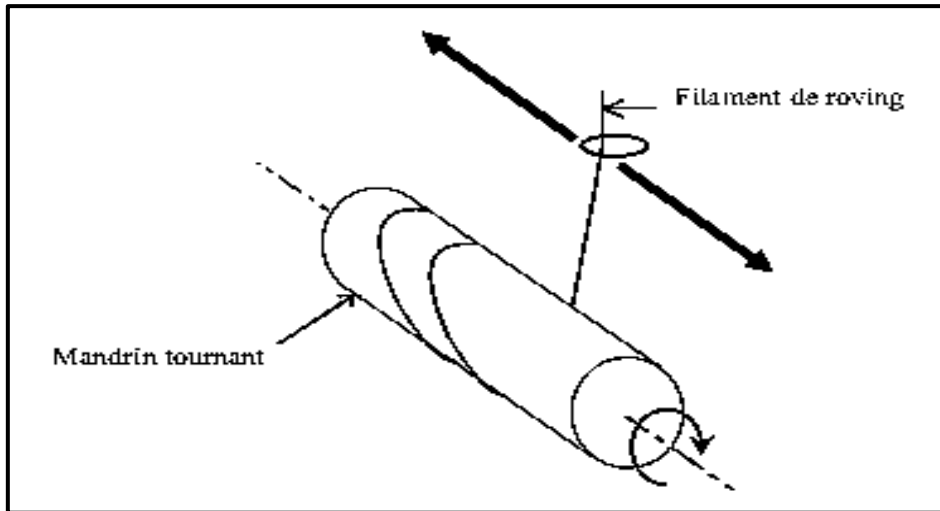


Figure I-7 : Principe du procédé d'enroulement filamentaire [21].

Il y a plusieurs paramètres spécifiques à cette procédure comme par exemple [23] :

- Le type d'enroulement,
- Le taux d'imprégnation des fibres,
- La tension de la mèche,
- La durée de la cuisson,
- Le type de trajectoire (dans le cas des réservoirs),
- Le chevauchement des fibres.

I.5.1.2. Différents types du procédé

On distingue trois techniques d'enroulement filamenteuses disponibles.

- **l'Enroulement circonférentiel** : le guide-fil ne dispose que d'un seul degré de liberté en translation et pour lequel le renfort fait un angle d'environ 90° avec l'axe de rotation du mandrin (figure I-8).

Cet enroulement est réalisé pour des structures appelées à ne subir que des efforts de pression intérieure sans effet de fond.

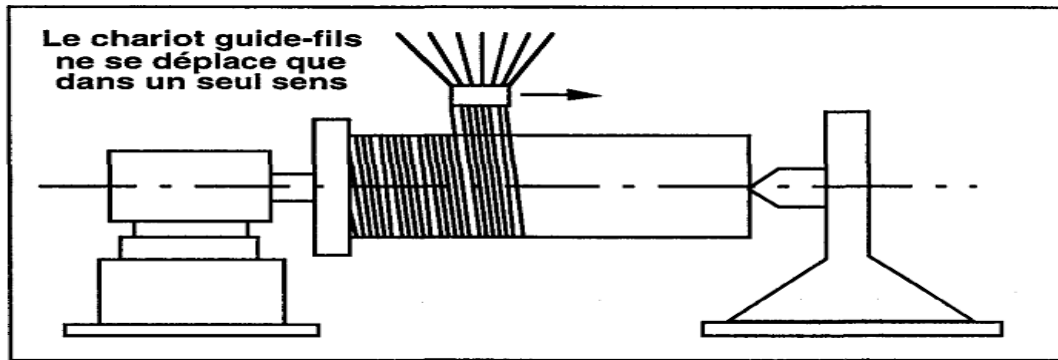


Figure I-8 : Schéma du principe de l'enroulement circonférentiel [24].

- **l'Enroulement polaire** : 6 ou 7 degrés de liberté sont accessibles et toute la plage angulaire peut être obtenue. Ce type est utilisé pour le bobinage de sphère et de réservoirs (figure I-9).

Cet enroulement convient à une structure cylindrique fermée aux extrémités (réservoir avec fond) résistant donc aux efforts axiaux.

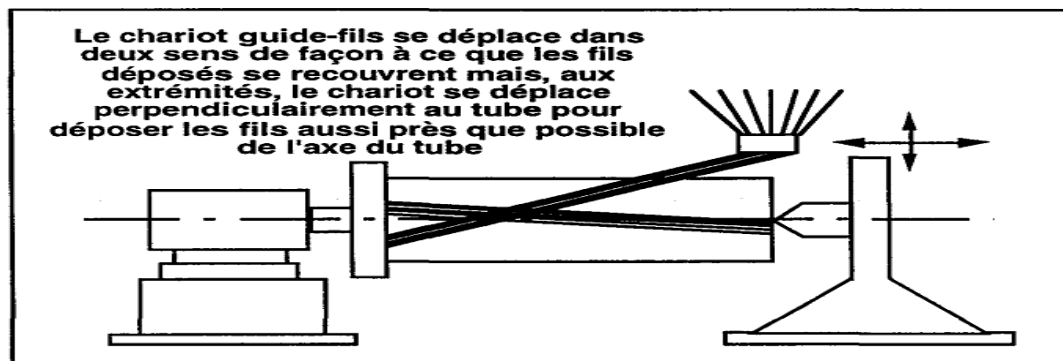


Figure I-9 : Schéma de principe de l'enroulement polaire [24].

- **l'Enroulement hélicoïdal** : le guide fil peut se déplacer dans les deux sens en translation. Cet enroulement permet d'ajuster l'angle des renforts par rapport à l'axe de la structure en fonction des caractéristiques mécaniques désirées et pouvant atteindre de 20° à 90° (figure I-10).

Cet enroulement conduit aux structures soumises à des efforts de pression intérieure avec effet de fond qui créent des contraintes circonférentielles et longitudinales dans les parois.

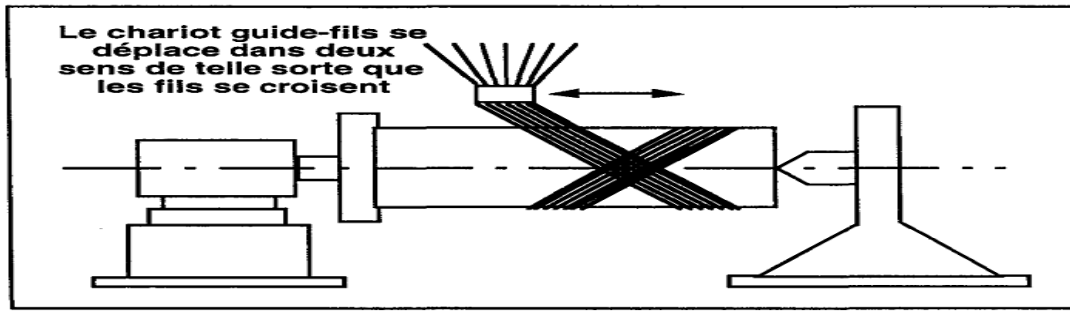


Figure I-10 : Schéma de principe de l'enroulement hélicoïdal [24].

Les matrices therm durcissables peuvent être utilisées pour le procédé de l'enroulement filamentaire, à condition que leur viscosité ne soit pas trop élevée.

Depuis les années 90, ce procédé s'applique aussi aux résines thermoplastiques mais certains problèmes doivent être résolus. L'un des avantages majeurs des résines thermoplastiques est que la trajectoire de la nappe peut être déviée de la trajectoire géodésique car celle-ci ne glisse pas, puisqu'elle est consolidée au moment de la dépose [17].

I.5.1.3. Avantages et inconvénients de procédé

Avantage	inconvénients
<ul style="list-style-type: none"> • Mandrins qui peuvent atteindre 10 mètre de long • Régularité de bobinage • Intégration d'un liner dès la fabrication • Utilisation de renforts économiques (rovings) • Taux élevé de renforts • Maitrise de l'orientation des fibres • Possibilité de production en continu • Equitension des fils lors de la dépose • Possibilité d'automatisation poussée et programmable 	<ul style="list-style-type: none"> • Contrôle délicat du débullage et essorage de la résine par la tension des fils lors de l'enroulement • Mandrins onéreux pour les formes complexes (mandrins extractibles)

Tableau I-7 : Avantages et inconvénients du procédé d'enroulement filamentaire [24].

I.5.1.4. Domaine d'application [18]

- Tuyaux devant résister à fortes pression : citernes de transport, réservoirs stockage.
- Appareillage de génie chimique
- Industrie électrique
- Armement : tubes lance-roquette
- Automobile : ressorts de suspension
- Sport : perche, canne à pêche, bouteille de plongée.

I.5.2. Moulage sans pression

Ces méthodes permettent la réalisation des pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et dimension. Parmi ces méthodes, les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse qui sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du moule et dépendent dans une large mesure du savoir-faire de mouleur.

On distingue deux types de moulage sans pression :

I.5.2.1. Moulage au contact : C'est la plus ancienne des méthodes de mise en œuvre des plastiques armés [25]. Le principe de ce procédé consiste à déposer les renforts dans un moule imprégnés manuellement d'une matrice (figure I-11). Avant moulage, le moule doit être revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface qui permet au constructeur l'obtention des pièces avec une seule face lisse, de forme et de dimensions quelconques pour des petite séries.

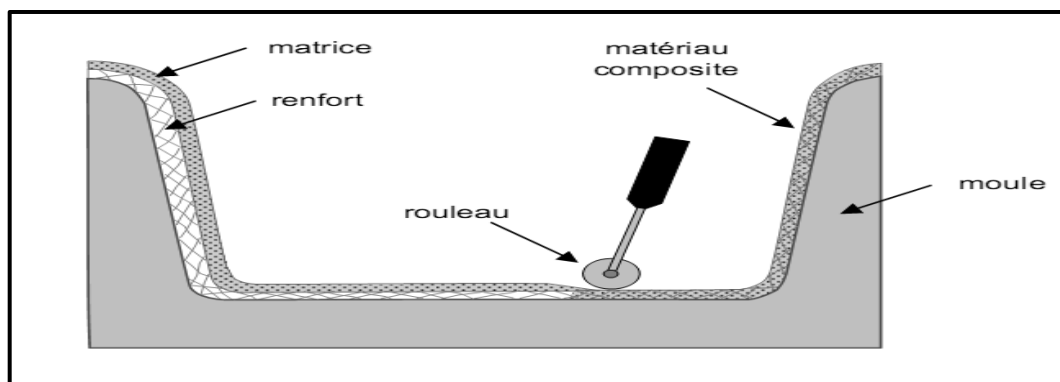


Figure I-11 : Principe du moulage au contact [15].

I.5.2.2.Moulage par projection simultanée : des fibres coupées et résine catalysée déposées par projection simultanée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper les stratifils et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées. L'ensemble fonctionne par l'air comprimé (figure I-12).

Ce procédé permet d'obtenir deux faces lises de la pièce avec de grandes séries en utilisant un moule et contre-moule.

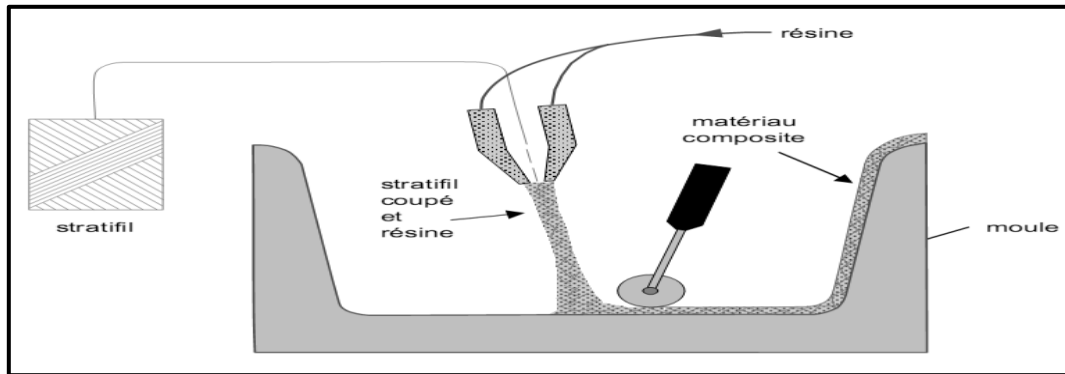


Figure I-12 : Principe moulage par projection simultanée [15].

I.5.3.Moulage sous vide

Ce procédé est basé sur l'utilisation simultanément du vide et de la pression atmosphérique. Après induction de gel-coat, on dispose les fibres sur un moule rigide, puis on fait le coulage de par la matrice. Le contre-moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (nylon, feuille de caoutchouc, etc.), est ensuite emboîté.

Contrairement au moulage par projection simultanée (figure I-13), ce type de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries et donne de bonnes qualités mécaniques, grâce à une diminution d'air et à une proportion de résine uniforme.

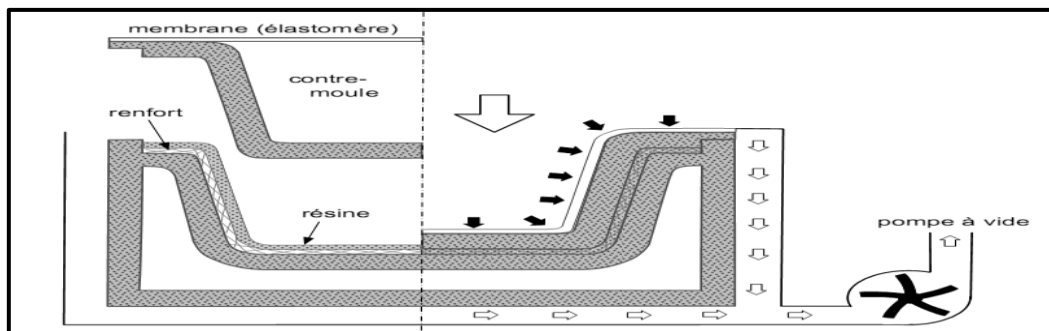


Figure I-13 : Principe du moulage par projection simultanée [15].

I.5.4. Moulage par injection

Cette méthode de moulage est la méthode la plus répandue par rapport aux autres méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés (les autres méthodes étant l'extrusion, l'extrusion soufflage, le thermoformage, etc.). Le principe est basé sur l'extrusion par une vis d'Archimède des granulés comportant la résine et le renfort (fibre courtes, billes, etc.) ou des mats préimprégnés (figure I-14).

En plus ce type de moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques. Il permet l'obtention des matériaux plus généralement appelés "les plastiques renforcés" que matériaux composites avec des très grandes séries.

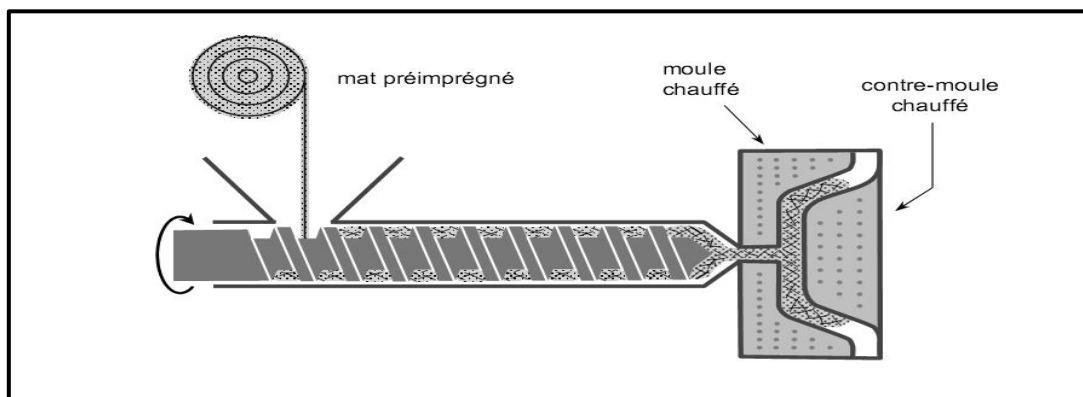


Figure I-14 : Principe du moulage par injection [15].

I.5.5. Moulage par pultrusion

Dans cette technique de pultrusion (figure I-15), les renforts sous forme de fils, stratifils, rubans, etc., passent dans un bain de résine (thermoplastique ou thermodurcissable) catalysée où ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle aura lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de résine.

Ce procédé de moulage sert pour la fabrication de profilés divers, rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale.

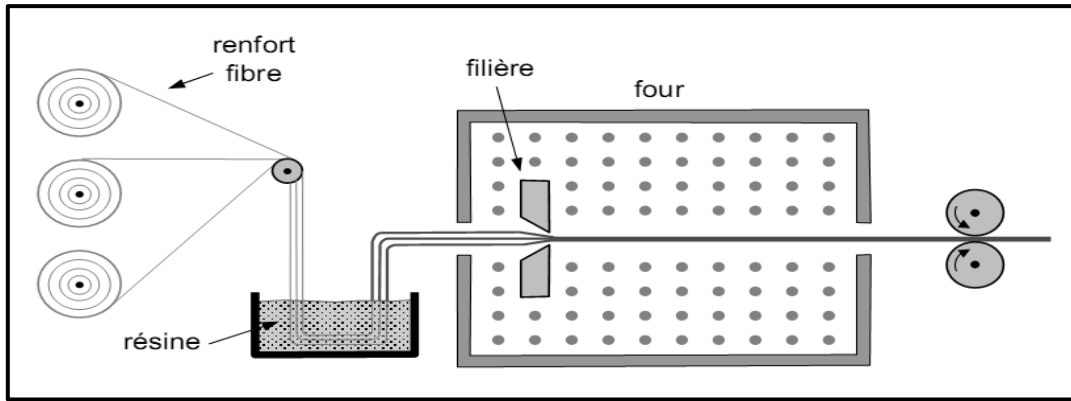


Figure I-15 : Principe du moulage par pultrusion [15].

I.5.6. Moulage par centrifugation

Sous l'effet de centrifugation, le renfort est imprégné dans la résine. Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage, est mis en rotation (à environ 2000 tours/min). Après le dépôt éventuel de gel-coat et simultanément on dépose les renforts (fibre coupées ou stratifié coupé) et la résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyester, etc.)

Cette technique (figure I-16) est réservée à la réalisation de pièces de révolution avec bel aspect de surface à l'extérieur, un diamètre et une épaisseur bien calibré, en particulier tuyaux, tube, etc.).

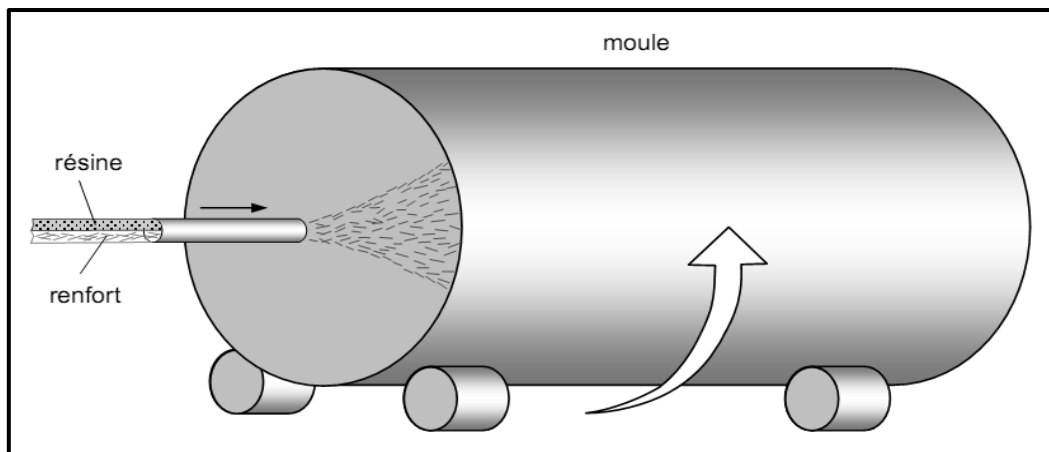


Figure I-16 : Principe du moulage par centrifugation [15].

I.6. Applications des matériaux composites

Dans la conception des produits, il est essentiel d'évaluer et comparer les composites avec les matériaux conventionnels pour bien choisir les matériaux. Les principaux avantages et les inconvénients des matériaux composites sont présentés ci-dessous.

I.6.1. Les avantages

Les avantages les plus cités des matériaux composites incluent [26]:

✓ Propriétés mécaniques adaptables :

Un avantage principal du stratifié composite est que les plis élémentaires peuvent être orientés de telle façon que la résistance dans une direction donnée corresponde aux chargements prévus. La part de matériau dans des directions non-sollicitées est donc minimisée.

✓ Haute résistance et haut module :

Les propriétés mécaniques élevées, notamment la résistance et la rigidité des matériaux composites à hautes performances permettent de répondre aux exigences de l'industrie aéronautique. D'autres industries en profitent également, par exemple la vitesse d'une balle de tennis est plus élevée avec des raquettes en carbone/époxy.

✓ Masse :

Les matériaux composites hauts performances ont une densité de l'ordre de 1,6 contre 2,7 pour les alliages d'aluminium. Selon Airbus, ils autorisent au gain de 10 à 30% sur les éléments de structure. Ce gain de masse permet d'employer des moteurs moins puissants. Ceux-ci consomment moins et permettent de réduire la taille des réservoirs de carburant pour le même cahier des charges de l'avion.

✓ Production :

Les matériaux composites permettent de simplifier l'assemblage de la structure, ce qui compense partiellement leur prix élevé. La réduction du nombre de pièces par rapport aux matériaux conventionnels peut être substantielle. Par exemple, un tronçon de fuselage qui réclame typiquement mille pièces et plusieurs milliers de fixations est fabriqué en un seul morceau pour le Boeing 787. Sur la chaîne d'assemblage final, l'avion complet devrait voir le jour en trois contre onze jours pour un Boeing 737.

✓ Maintenance:

Les composites ont besoin de moins d'entretien que les alliages métalliques. D'une part, ils ne sont pas sensibles à la corrosion. D'autre part, la tenue en fatigue est très bonne. Par exemple, l'intervalle entre deux révisions complètes du Boeing 787, qui utilise massivement des matériaux composites, est porté à douze ans au lieu de dix ans sur un Boeing 777.

Cependant certains inconvénients freinent leur diffusion :

I.6.2. Les inconvénients

Bien que les avantages des matériaux composites soient impressionnants, ces matériaux ne sont pas une solution miracle pour toutes les applications. Des inconvénients ou des problèmes existent et peuvent empêcher leur usage. Les inconvénients les plus courants sont les suivants [26]:

✓ Coût:

Les matériaux composites hauts performances ont été développés principalement pour répondre aux besoins de la communauté aérospatiale qui sont très exigeants au niveau de la technologie et de la sécurité. Par conséquent, l'élargissement de la science des composites aux produits plus populaires (de grande consommation) est lent. Le coût des matériaux composites reste élevé.

✓ Conception et analyse:

Les matériaux composites sont souvent à la fois hétérogènes et anisotropes. Ces deux caractéristiques sont différentes des celles de la plupart des matériaux classiques qui ont été largement étudiés. C'est pourquoi, ils nécessitent de nouvelles approches, généralement plus compliquées, pour la conception et l'analyse des structures. L'hétérogénéité impose l'analyse d'au moins de deux points de vue: la micromécanique et la macro-mécanique. De plus, les lois de comportement des matériaux anisotropes nécessitent plus de propriétés mécaniques que les matériaux isotropes pour établir les relations contrainte-déformation. Pour les stratifiés, la rupture se produit de plusieurs façons différentes. Il est donc difficile d'établir une théorie de résistance qui tienne compte de tous les modes de rupture et de leurs interactions. Par conséquent, la détermination des résistances est plus compliquée et nécessite des vérifications expérimentales. De plus, la résistance d'un stratifié peut être influencée par les contraintes inter-laminaires au voisinage des bords libres.

✓ Assemblage:

Les matériaux composites sont généralement plus fragiles que les matériaux métalliques conventionnels. Par conséquent, l'assemblage des pièces en matériaux composites pose toujours du problème de faible résistance à cause de la concentration des contraintes. Les assemblages sont souvent renforcés par des inserts métalliques ou par l'augmentation de l'épaisseur du stratifié qui entraîne une masse supplémentaire pour la structure.

✓ Tolérance aux dommages:

Un des points faibles les plus importants des matériaux composites est la tolérance aux dommages. Des dommages de diverses natures peuvent se produire dans la vie d'une structure, par exemple l'impact, soit en service ou pendant la maintenance, est inévitable.

En règle générale, plus un matériau est ductile, plus il est capable de tolérer un dommage car la ductilité fournit la capacité d'absorber de l'énergie. Par conséquent, les structures métalliques ont tendance à se déformer plutôt que de se fracturer sous l'impact. Le caractère fragile des matériaux composites ne permet pas, par contre, de subir l'impact sans avoir d'endommagement.

Les dommages sont souvent des fissurations internes de la matrice, indétectables sur la surface de la structure. Ce type de dommages diminue considérablement la résistance en compression de la pièce endommagée. Les dommages des fibres diminuent la résistance en compression ainsi qu'en traction. Les outils pour évaluer la tolérance aux dommages des structures sont un programme d'inspection, l'analyse de la résistance résiduelle, et l'analyse de la propagation des dommages.

I.6.3. Les Marchés d'application des composites [27]

➤ 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 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.

➤ 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.

La généralisation des composites dans le ferroviaire est handicapée par leur coût, contre pour les solutions en acier et par les difficultés de l'approche fonctionnelle rencontrées par les concepteurs.

➤ Les composites dans la construction civile :

L'utilisation des composites renforcés de fibres de carbone, en complément des composites à fibre de verre (TD et TP) pourra se développer dans le secteur de la construction civile car ces composites apportent au bâtiment la souplesse des formes, la résistance aux contraintes climatiques, et les composites renforcés de fibres de carbone la résistance aux séismes.

➤ Les composites 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.

Pour la construction industrielle standard, les matériaux composites ont un prix encore trop élevé et leur caractérisation en milieu corrosif est insuffisamment connue.

➤ 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.

➤ 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.

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.

➤ 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).

Le médical reste attaché à l'utilisation des aciers spéciaux qui reste bien au-dessous de celui des composites HP

➤ Les composites et la construction électrique :

Le secteur de la construction électrique et électronique utilise massivement des composites « grande diffusion », essentiellement sous forme de semi-produits SMC comprimés.

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

Les cadences de production des composants électriques, pouvant atteindre plusieurs milliers par jour, sont peu compatibles avec celles du procédé de compression SMC. Des exigences croissantes en recyclabilité des produits constituent une menace importante pour ce secteur d'application des composites.

I.7.Loi de comportement mécanique des matériaux composites

I.7.1.Généralité sur la loi de comportement élastique des matériaux solides

Les champs des déformations et des contraintes dans un milieu sont liés par des lois appelées lois de comportement, caractérisant le comportement mécanique de ce milieu.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-1})$$

Ou sous forme condensée :

$$\sigma = C \varepsilon \quad (\text{éq I-2})$$

Cette loi, appelé loi de Hooke généralisée, introduit la matrice de rigidité C, symétrique. Le comportement linéaire d'un matériau est donc décrit dans le cas général à l'aide de 21 coefficients indépendants, ici les 21 constantes de rigidité C_{ij} .

La relation d'élasticité peut s'écrire sous la forme inverse, suivant :

$$\varepsilon = S \sigma \quad \text{et} \quad S = C^{-1} \quad (\text{éq I-3})$$

S : La matrice de flexibilité ou de souplesse (symétrique).

I.7.1.1. Matériau anisotrope

C'est le cas correspond à un matériau ne possédant aucune propriété de symétrie. Un tel matériau est appelé matériau triclinique ou matériau anisotrope. Dans ce cas, la matrice de rigidité et de la matrice de souplesse sont déterminées chacune par 21 constantes indépendantes.

I.7.1.2. Matériau isotrope

Dans le cas de matériau isotrope, qui possède les mêmes propriétés dans toutes les directions [25], et ses propriétés sont indépendantes du choix des axes de référence. Il n'existe alors pas de direction privilégiée, et la matrice de rigidité (ou souplesse doit être invariante dans tout changement de base orthonormées [15].

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est donc réduit à 2, et conduit à la matrice de rigidité :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11}-C_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11}-C_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{11}-C_{12}) \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-4})$$

La matrice de souplesse a la même forme.

Généralement, les constantes de rigidité sont exprimées en introduisant les coefficients de lamé λ et μ :

$$\begin{cases} C_{11} = \lambda + 2\mu \\ C_{12} = \lambda \end{cases} \quad (\text{éq I-5})$$

I.7.1.3. Matériau monoclinique

C'est un matériau qui possède un plan de symétrie.

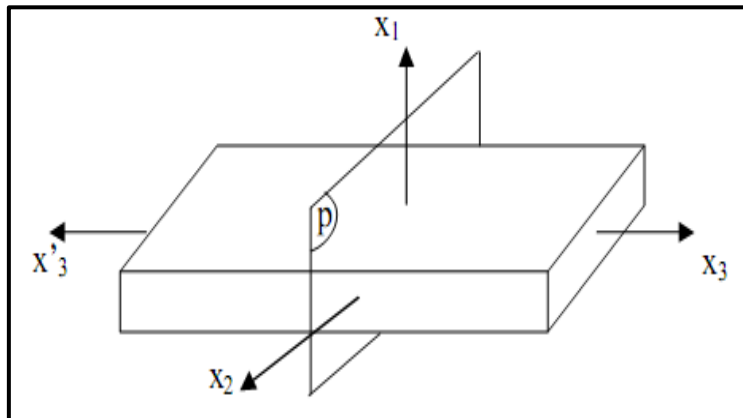


Figure I-17 : Plan de symétrie.

La forme de la matrice de rigidité ou de souplesse doit être telle qu'un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce plan ne modifié pas la matrice. Dans le cas où le plan de symétrie est le plan (1,2), l'exploitation des changements de base conduit à une matrice de rigidité de la forme suivante :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & C_{55} & 0 \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-6})$$

Le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est réduit à 13, et la matrice de souplesse prend la même forme de la matrice de rigidité.

I.7.1.4. Matériau orthotrope

Un matériau orthotrope possède trois plans de symétrie, perpendiculaires deux à deux. Il est à noter que l'existence de deux plans de symétrie perpendiculaires implique l'existence du troisième

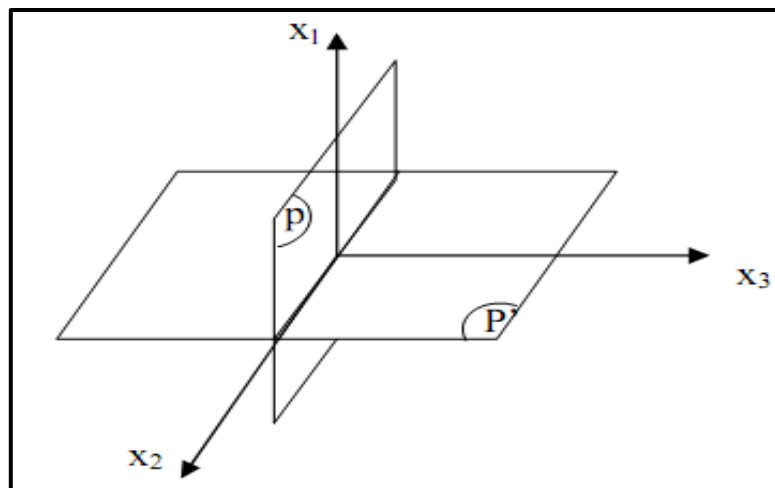


Figure I-18 : Matériau orthotrope.

La forme de la matrice de rigidité est donc obtenue en ajoutant au matériau monoclinique un plan de symétrie perpendiculaire au précédent. L'invariance de la matrice dans un changement de base effectué par symétrie par rapport à ce deuxième plan conduit à une matrice de rigidité de la forme :

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-7})$$

En utilisant la matrice de souplesse S la loi de comportement s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-8})$$

avec :

E_i : Module d'Young dans la direction i du matériau,

ν_{ij} : Coefficient de Poisson dans le plan correspondant,

G_{ij} : Module de cisaillement dans le plan correspondant,

γ_{ij} : Glissement de cisaillement dans le plan,

σ_{ij} : Contraintes dans le plan correspondant,

τ_{ij} : Contraintes de cisaillement dans le plan correspondant,

ε_{ij} : Déformation dans le plan correspondant.

Cette matrice de souplesses qui permet d'obtenir les déformations relatives connaissant les contraintes, et noté $[S_{ij}]$.

Avec, pour raison de symétrie :

La matrice des souplesses S étant symétrique, on impose alors les égalités suivantes sur les modules d'élasticité et coefficients de Poisson :

$$\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}, \frac{\nu_{31}}{E_3} = \frac{\nu_{13}}{E_1} \text{ et } \frac{\nu_{32}}{E_3} = \frac{\nu_{23}}{E_3} \quad (\text{éq I-9})$$

La matrice de souplesse à la même forme, et le nombre de constantes d'élasticité indépendantes est ramenée à 9.

I.7.1.5. Matériau orthotrope à isotropie transverse

Le matériau se comporte donc comme un matériau orthotrope possédant de plus un axe de révolution. Le matériau est alors appelé matériau orthotrope de révolution ou isotrope transverse. Il en résulte qu'un changement de base effectué par rotation quelconque autour de cet axe doit laisser inchangée la matrice de rigidité ou de souplesse.

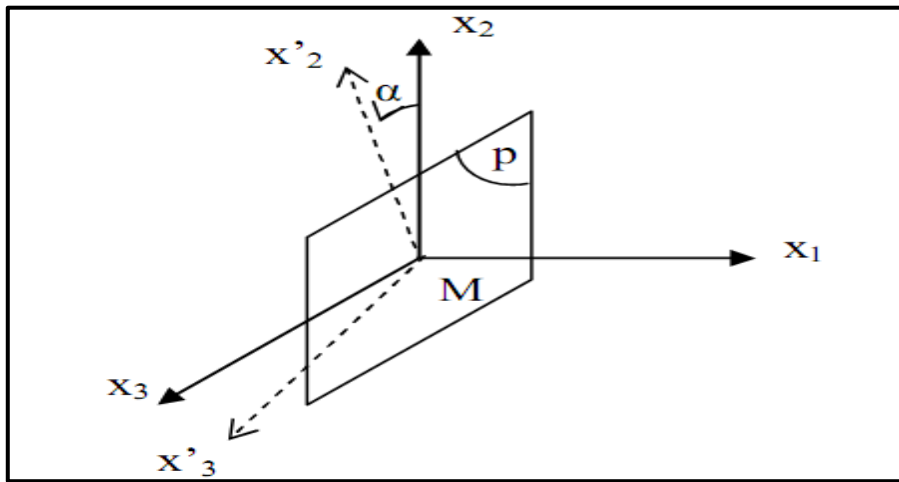


Figure I-19 : Plan d'isotropie.

L'équation I-10 montre la matrice de rigidité. On note que la matrice de souplesse prend la même forme matrice de rigidité.

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{22} - C_{23}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-10})$$

Les propriétés de ce matériau sont déterminées par 5 constantes d'élasticité indépendantes.

I.7.2. Comportement élastique d'un pli en matériau composite

I.7.2.1. Comportement élastique d'un matériau composite unidirectionnel

La cellule élémentaire d'un composite unidirectionnel peut être considéré comme constitué d'une fibre entourée d'un cylindre de matrice (figure I-20).

Cette cellule constitue la configuration de base des matériaux composites à fibres et possède un axe de révolution, qui est noté l'axe 1. Cette direction parallèle aux fibres est appelée direction longitudinale, et pour cette raison l'axe 1 est également noté aussi l'axe L . toute direction normale à l'axe des fibres est appelée direction transversale, et noté T .

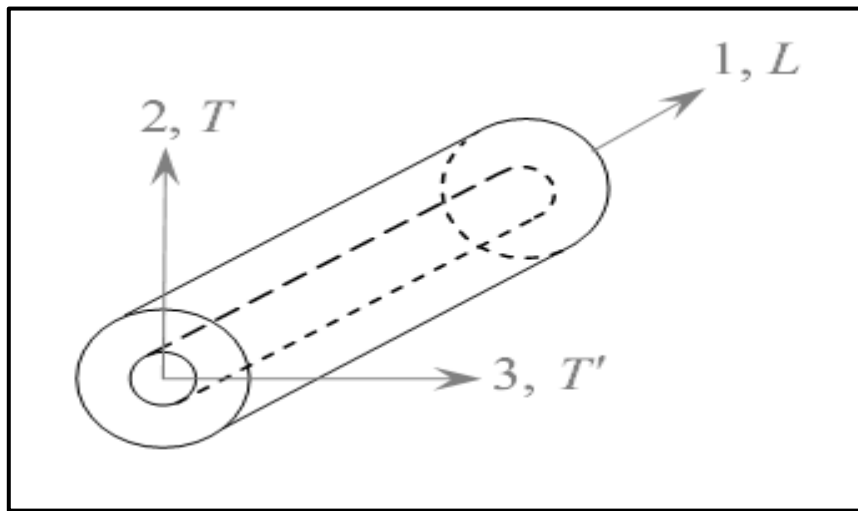


Figure I-20 : Composite unidirectionnel.

Le matériau dans ce cas se comporte donc comme un matériau orthotrope possédant deux axes de révolution ou isotrope transverse.

I.7.2.2. Comportement élastique d'une couche hors axes d'orthotropie

Le comportement élastique d'un matériau composite unidirectionnel ou tissu, exprimé dans les directions principales étant exposé précédemment : un axe suivant la direction des fibres ou de la chaîne, les deux autres étant orthogonaux. En plus nous avons vu connaître que les matériaux stratifiés étaient élaborés par empilement des couches, dont la direction des fibres ou de la chaîne est décalée d'une couche à l'autre. Berthelot J.M dans son ouvrage [15] indique, que pour faire l'étude du comportement élastique de tels stratifiés, il est alors nécessaire de prendre un système d'axes de référence pour l'ensemble du stratifié, et de rapporter le comportement élastique de chaque couche à ce système de référence.

La figure (I-5) explique le système d'axes de référence considéré. Une couche de matériau composite unidirectionnel ou tissu de direction principale (1, 2, 3), le plan (1, 2) étant confondu avec le plan de la couche, et la direction 1 confondue avec la direction des fibres ou de la chaîne. Donc l'objectif est de caractériser les propriétés élastique de la couche, en les exprimant dans le système d'axes de référence (1', 2', 3') du stratifié, la direction des fibres ou de la chaîne faisant un angle θ avec la direction 1'. Ce système d'axes usuellement référencé comme système (x, y, z).

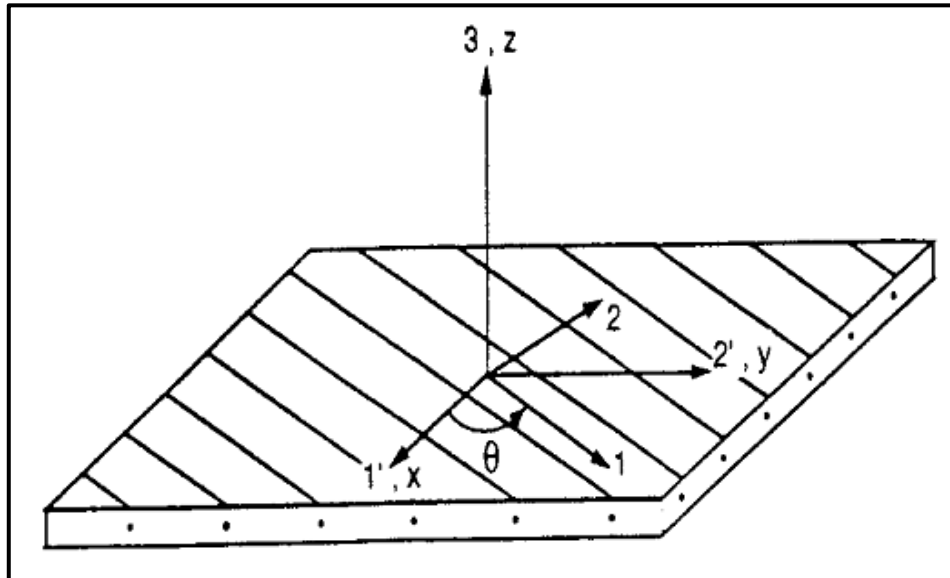


Figure I-21 : Système d'axes [15].

Après le changement de base, on peut écrire la relation entre les contraintes et les déformations (éq.I-14).

Soit :

- Dans la base (\vec{e}) : $\sigma = C \varepsilon$ (éq I-11)

- Dans la base (\vec{e}') : $\sigma' = C' \varepsilon'$ (éq I-12)

Les relations de changement de base, relatives aux contraintes et déformations, peuvent être prend d'une manière générale de la forme suivante :

$$\begin{cases} \sigma' = T \sigma \\ \varepsilon' = T \varepsilon \end{cases} \quad (\text{éq I-13})$$

$$\begin{cases} \sigma' = C' \varepsilon' \\ \varepsilon' = S' \sigma' \end{cases} \quad (\text{éq I-14})$$

Le comportement élastique d'une couche, rapporté à ses axes principaux, est donné par la relation (I-11). Les matrices de rigidité C' et de souplesse S' , exprimées dans la base (1', 2', 3'), sont obtenues en appliquant aux matrices de rigidité et de souplesse, rapportées à la base (1, 2, 3), les relations de changement de base. Ces relations permettent de déterminer la matrice de rigidité C' et de souplesse S' exprimées dans la base (1', 2', 3').

$$\begin{cases} C' = TCT^{-1} \\ S' = TST^{-1} \end{cases} \quad (\text{éq I-15})$$

Donc l'équation (I-14) prend la forme suivante :

$$\begin{cases} \sigma' = TCT^{-1} \varepsilon' \\ \varepsilon' = TST^{-1} \sigma' \end{cases} \quad (\text{éq I-16})$$

Où T est la matrice de changement de base (6×6)

$$T = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -2 \sin \theta \cos \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -2 \sin \theta \cos \theta & 2 \sin \theta \cos \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (\text{éq I-17})$$

Les propriétés du matériau composite en dehors de ses axes principaux sont déterminées par 13 constantes d'élasticité indépendantes.

I.7.2.3. Identification des caractéristiques mécaniques

Pour l'identification des caractéristiques mécaniques de la monocouche du stratifié $E_1, E_2, \nu_{12}, G_{12}$, il y a trois principales méthodes de résolution qui sont utilisées :

- La première fait appel aux principes généraux de la résistance des matériaux.
- La deuxième fait appel à la théorie de l'élasticité (principes énergétiques, fonction d'Airy).
- La troisième fait appel à l'expérience.

Pour obtenir les caractéristiques des matériaux en fonction des caractéristiques des fibres et de la matrice, il faut prendre une échelle plus petite et considère le matériau comme hétérogène. En admettant l'identité des contraintes ou des déformations dans la résine et les fibres avec la négligence du pourcentage de vide dans la matrice, on obtient les relations des lois de mélange. On considère la notation suivante :

f : Indice pour les fibres. E_f, E_m : Module de Young.

m : Indice pour la matrice. G_f, G_m : Module de Coulomb (glissement).

ν_f, ν_m : Coefficient de Poisson. V_f, V_m : Teneur volumique des constituants.

❖ **Teneur en volume du renfort et de la matrice :**

$$V_f = \frac{\text{Volume de renfort}}{\text{Volume totale}} \quad \text{et} \quad V_m = \frac{\text{Volume de matrice}}{\text{Volume totale}} \quad (\text{éq I-18})$$

Avec :

$$V_m = 1 - V_f \quad (\text{éq I-19})$$

❖ **Module d'élasticité dans le sens des fibres :**

$$E_1 = E_m V_m + E_f V_f \quad (\text{éq I-20})$$

En pratique ce module dépend essentiellement du module longitudinal des fibres E_f car

$$E_m \ll E_f$$

❖ **Module d'élasticité dans le sens transversal des fibres :**

$$E_t = E_2 = E_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) - \frac{E_m V_f}{E_{ft}}} \right] \quad (\text{éq I-21})$$

E_{ft} : Module de Young dans le sens transversal des fibres (fibres anisotrope), mais sans la majorité des cas on utilisant $E_{ft} \approx E_f$ donc :

$$E_2 = \frac{E_m E_f}{E_f V_m + E_m V_f} \quad (\text{éq I-22})$$

❖ **Le coefficient de Poisson :**

Il caractérise la contraction dans le sens traverse (2) du pli lorsqu'on sollicite en traction suivant le sens (1).

$$v_{12} = v_m V_m + v_f V_f \tag{éq I-23}$$

❖ **Module de glissement(Coulomb) :**

$$G_{12} = G_m \frac{1}{(1-V_f) + \frac{G_m}{G_f} V_f} \tag{éq I-24}$$

Ou
$$G_{12} = \frac{G_m G_f}{V_m G_f + V_f G_m} \tag{éq I-25}$$

I.7.2.4. Comportement élastique du composite stratifié

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée (figure I-22) exprime les résultantes et le moment en fonction des déformations en membrane et des courbures.

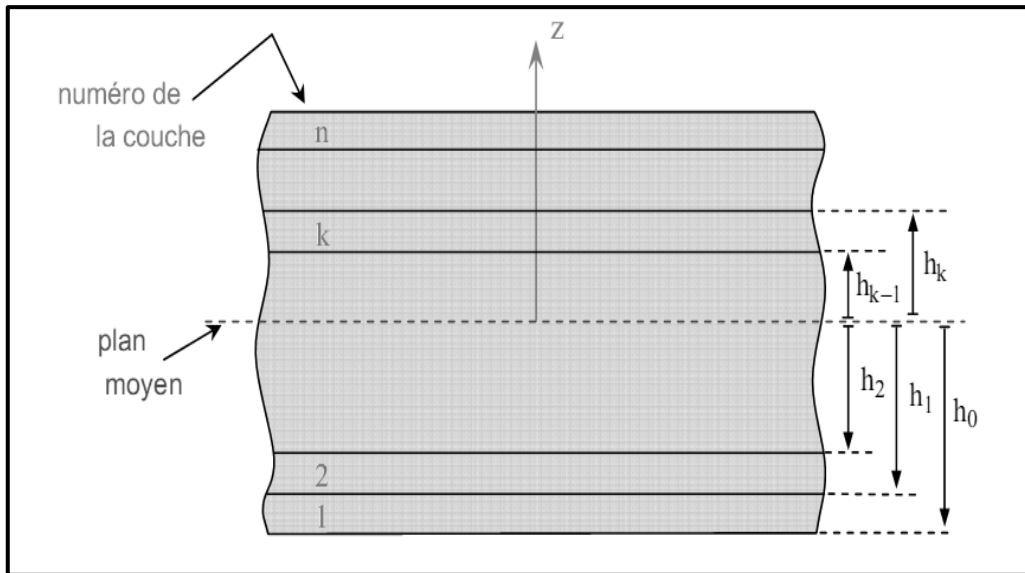


Figure I-22 : Élément de stratifié [15].

-Résultantes en membrane dans le cadre de la théorie classique des stratifiés s'écrit :

$$N(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [Q'_k \varepsilon_m(x, y) + z Q'_k k(x, y)] dz \tag{éq I-26}$$

Ou en définitive sous la forme :

$$N(x, y) = A \varepsilon_m(x, y) + Bk(x, y) \quad (\text{éq I-27})$$

Avec :

$$A = [A_{ij}] = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) (Q'_{ij})_k \quad (\text{éq I-28})$$

$$B = [B_{ij}] = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) (Q'_{ij})_k \quad (\text{éq I-29})$$

N : Résultantes en membrane

A : La matrice de rigidité en membrane

B : La matrice de couplage membrane-flexion-torsion

Q' : La matrice de rigidité réduite de la couche k en fonction de son orientation θ .

$$Q'_{11} = Q_{11} \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta$$

$$Q'_{22} = Q_{11} \sin^4 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta$$

$$Q'_{12} = (Q_{11} + Q_{22} + 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta)$$

$$Q'_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \quad (\text{éq I-30})$$

$$Q'_{16} = (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta$$

$$Q'_{26} = (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta$$

Q_{ij} : étant les coefficients élastiques de la matrice de rigidité réduite en contrainte plane définis par :

$$Q_{11} = \frac{E_L}{1 - \frac{E_T}{E_L} \nu_{LT}^2}$$

$$Q_{22} = \frac{E_T}{E_L} Q_{11} \tag{éq I-31}$$

$$Q_{12} = \nu_{LT} Q_{22}$$

$$Q_{66} = G_{LT}$$

θ : Angle en le repère local et le repère globale figure I-21.

- Le champ des moments de flexion et de torsion sous la forme suivante :

$$M_f(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [z Q'_k \varepsilon_m(x, y) + z^2 Q'_k k(x, y)] dz \tag{éq I-32}$$

Ou

$$M_f(x, y) = B \varepsilon_m(x, y) + D k(x, y) \tag{éq I-33}$$

Avec

$$D = [D_{ij}] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) (Q'_{ij})_k \tag{éq I-34}$$

M_f : Moments de flexion et de torsion

D : La matrice de rigidité en flexion.

$$\begin{bmatrix} N \\ M_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_m \\ k \end{bmatrix} \tag{éq I-35}$$

Avec : $\varepsilon_m(x, y)$ déformation en membrane, $k(x, y)$ déformation en flexion et torsion.

Les termes des matrices A , B et D peuvent être également exprimés en fonction de l'épaisseur e_k et la cote du centre de la couche k sous la forme :

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k \quad (\text{éq I-36})$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k z_k \quad (\text{éq I-37})$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k \left(e_k z_k^2 + \frac{e_k^3}{12} \right) \quad (\text{éq I-38})$$

$$\text{et : } e_k = h_k - h_{k-1} \text{ et } z_k = \frac{(h_k + h_{k-1})}{2}$$

Les matrices $[A]$, $[B]$, $[D]$ sont les matrices de la caractérisation d'un matériau composite stratifié.

Grâce à la symétrie miroir des couches d'un matériau composite stratifié la matrice de couplage B s'annule, de cet effort les caractéristiques élastiques équivalentes sont calculées comme suit :

$$E_x = (A_{11}A_{22} - A_{12}^2) / (hA_{22}) \quad (\text{éq I-39})$$

$$E_y = (A_{11}A_{22} - A_{12}^2) / (hA_{11})$$

$$v_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}}$$

$$v_{yx} = \frac{A_{21}}{A_{11}}$$

$$G_{xy} = \frac{A_{33}}{h}$$

Chapitre II

Mécanismes d'endommagement des matériaux composites

Les sollicitations sévères dépassant les limites de résistance des matériaux composites lors de leur utilisation provoquent une étape d'endommagement plus ou moins longue avant leur rupture finale. C'est en fait, l'accumulation de micro-défauts qui se propagent au sein de composite donnant naissance à divers défauts plus importants qui entraînent la ruine de ces matériaux. Ces défauts peuvent être engendrés par le procédé de fabrication ou pendant la mise en service des pièces. Ce chapitre porte sur les mécanismes de l'endommagement de ces matériaux, avec une étude approfondie du mécanisme caractérisé par le décollement ou la décohésion entre les plis du stratifié, généralement appelé « délaminage ». Nous allons discuter dans un premier temps comment caractériser ce défaut et les différents essais de leur caractérisation. En fin nous exposons des méthodes de détermination des paramètres dépendants de ce défaut.

Sommaire

II.1. Endommagement des matériaux composites.....	44
II.1.1.Fissuration matricielle.....	45
II.1.2.Décohésion fibre-matrice.....	46
II.1.3.Rupture de fibres.....	46
II.1.4.Délaminage.....	47
II.1.4.1.Définition.....	47
II.1.4.2.Origine du délaminage.....	47
II.1.4.3.Type de délaminage.....	48
II.2.Caractérisation du délaminage des matériaux composites.....	49
II.2.1.Mécanique de la rupture.....	49
II.2.2.Taux de restitution d'énergie (G).....	51
II.2.3.Facteur d'intensité de contrainte (K).....	53
II.2.4.Relation entre G et K.....	55
II.3.Essais de délaminage.....	55
II.3.1.Essai de délaminage en mode I.....	56
II.3.2.Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode I (G_{IC})...	56
II.3.2.1.Méthode de Berry.....	57
II.3.2.2.Méthode de Poutres.....	59
II.3.3.L'amorçage.....	60
II.3.4.La résistance de propagation.....	61
II.3.4.1.Les courbes R.....	61

II.1. Endommagement des matériaux composites

L'utilisation des matériaux composites et en les plaçant sous sollicitations mécaniques excessives passent quasiment par une étape d'endommagement plus ou moins longue avant leur rupture finale. C'est en fait, l'accumulation de micro-défauts qui se propagent au sein du composites donnent naissance à divers défauts plus importants qui entraînent la ruine de ces matériaux. Ce dernier est un phénomène très complexe où plusieurs mécanismes d'endommagement différents apparaissent et interagissent. Chaque constituant (fibre/matrice) ou interface de matériau composite peut être affecté par ce phénomène qui prend naissance à l'échelle microscopique et conduit à des mécanismes macroscopiques (tableau II-1).

Les mécanismes d'endommagement des matériaux composites sont d'abord propres à leur nature d'architecture. Pour les matériaux composites stratifiés, ces mécanismes d'endommagement sont principalement les décollements fibre/matrice, les fissures transverses, le délaminage et enfin les ruptures de fibres. D'après, Mbacke M. A [28] l'endommagement d'un matériau est un processus irréversible de modification de la microstructure.

La référence [29] indique qu'il y a généralement plusieurs types d'endommagement au sein d'une structure stratifiée de plis unidirectionnels ou tissés, ayant des conséquences à différentes échelles (figure II-1).

Les plus significatifs sont les suivantes (tableau II-1):

- 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, ou échelle du pli, apparaissent de nombreuses fissures interlaminaires parallèles aux fibres, mais également la rupture de fibres qui intervient généralement au stade ultime de la ruine du matériau ;
- à l'échelle macroscopique, nous observons le phénomène de décollement interpli : c'est le délaminage qui apparaît généralement dans les zones de forts gradients de contraintes comme les bords de la structure.

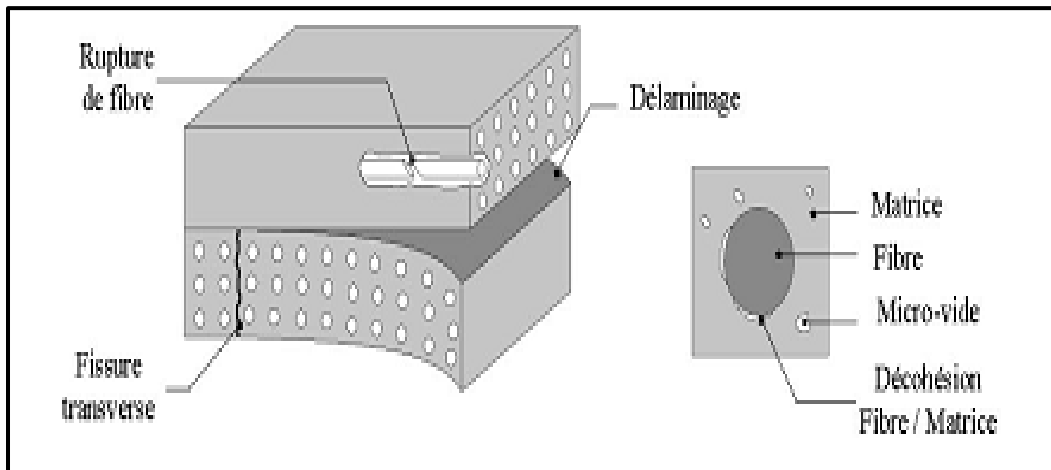


Figure II-1 : Les différents endommagements rencontrés dans les composites stratifiés [29].

Ces mécanismes sont les retours de plusieurs raisons ou paramètres :

- ✓ L'arrangement géométrique (proportion, forme et orientation dans chaque pli, séquence d'empilement),
- ✓ L'interaction entre les différentes phases (types d'interfaces notamment),
- ✓ Le processus de fabrication (porosité initiale, contraintes résiduelles),
- ✓ La nature et les propriétés des constituants (en particulier leur mode d'endommagement propre).

Fibre	Matrice	Interfaces	
		Inter-pli	Fibre-matrice
Rupture des fibres	Micro fissuration	délaminage	Décohésion fibre-matrice
	Micro-vides		
	Macro fissuration		

Tableau II-1 : Types d'endommagement dans les composites stratifiés.

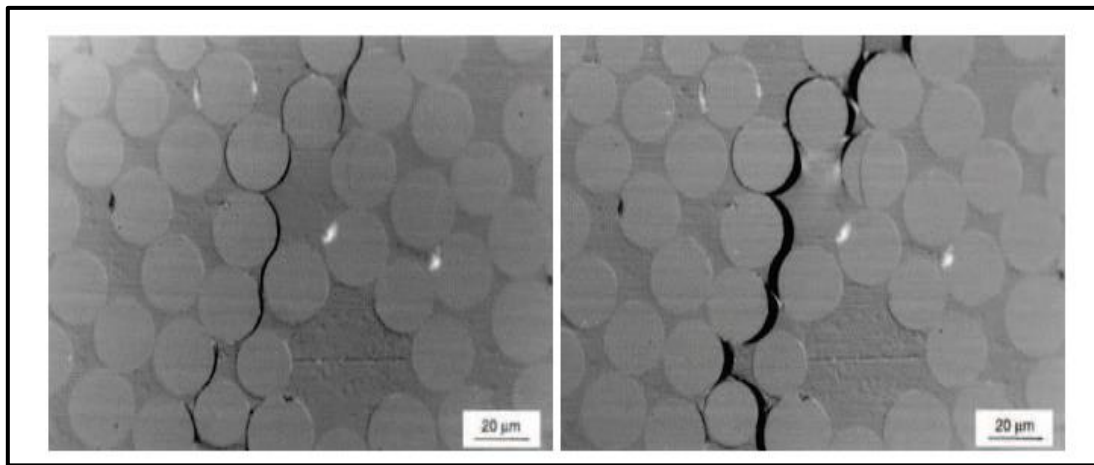
II.1.1.Fissuration matricielle

Selon ce nom fissuration matricielle c'est la principale cause de ruine de la matrice. Ce mode est l'apparition de microfissures dans les zones où l'hétérogénéité du milieu est importante ou en présence d'inclusions. Ces inclusions ont tendance à créer des zones de concentration de contraintes depuis les quelles la matrice va commencer à se fissurer.

II.1.2. Décohésion fibre-matrice

La décohésion fibre-matrice se produit dans la zone de transfert des charges entre le renfort et la matrice et dépend de la résistance relative de chaque composant. Suite à l'apparition de microfissures dans la matrice, elles vont se propager et arriver jusqu'à l'interface fibre-matrice. Suivant l'adhérence de l'interface, différents événements peuvent survenir [30] :

- si l'adhérence est très faible, la fissuration matricielle est déviée à l'interface et la décohésion fibre-matrice se propage sur une grande distance (figure 1.2),
- si l'adhérence est très forte, il y aura une propagation de la fissure qui sera initiée soit par rupture de fibres, soit par rupture de la matrice.



a) décohésion fibre-matrice

b) propagation de la décohésion

Figure II.2 : Exemple de décohésion fibre-matrice d'un composite verre/époxyde vinylester [30].

II.1.3. Rupture de fibres

La rupture de fibres intervient généralement à un stade avancé de l'endommagement dans les plis orientés suivant l'axe de sollicitation. Ce type d'endommagement survient lorsque l'on atteint la limite de rupture des fibres. Une accumulation de multiples ruptures de fibres dans le matériau peut entraîner une instabilité et surtout une perte de résistance globale du matériau, ce qui conduit à la ruine et à la rupture de la structure [30] (figure 1.3).

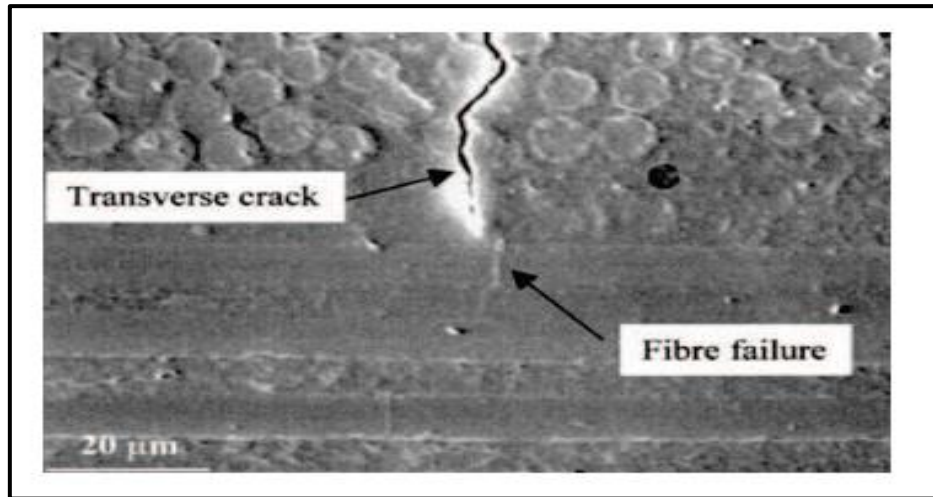


Figure II-3 : Rupture de fibre suite à une fissuration transverse de la matrice d'un composite carbone/époxyde [30].

II.1.4. Délaminage

II.1.4.1. Définition

Il se caractérise par une séparation ou un manque de liaison entre deux plis d'un stratifié composite. Il est l'un des modes d'endommagement primordiaux dans les structures composites. Il est associé à une fissure qui se propage généralement dans une région riche en résine formant une interface entre deux plis adjacents.

Malgré d'excellentes propriétés dans le plan, les stratifiés présentent ce problème propre aux matériaux réalisés par stratification : la rupture interlaminaire. Ce mécanisme de rupture est caractérisé par une décohésion ou décollement entre les plis de stratifié.

II.1.4.2. Origine du délaminage

D'après, Prombut P [13], la cause de délaminage peut être attribuée, en termes généraux, à l'existence des contraintes interlaminaires. Ces contraintes entre plis peuvent être critiques dans les zones suivantes :

- **Un défaut de fabrication** : Tels que des micro-vides ou des impuretés internes au sein de stratifié peuvent survenir au cours de la mise en œuvre. En plus à cause des discontinuités locales des contraintes interlaminaires se développent dans les champs de contraintes à ces sites.

- **Bord libre** : en ce qui concerne les stratifiés composites multidirectionnelles, les contraintes interlaminaires se développent à cause de la discontinuité de comportement mécanique entre les plis individuels. Par exemple, un stratifié $[45/-45/-45/45]$ sous un chargement de traction simple présente une contrainte interlaminaire au voisinage des bords de l'éprouvette qui devient singulière aux bords libres. Par conséquent, ce phénomène nommé (l'effet de bord libre) l'intensité de cet effet dépend fortement de la séquence d'empilement des stratifiés.

D'après, Goidescu C [31], ce décollement s'amorce généralement dans les zones de forts gradient de contraintes comme les bords libres de la structure. Cela confirme les explications de la référence [30] qui indique que cette séparation des couches se produit dans les bords des structures et près des discontinuités géométriques où les gradients de contraintes sont plus forts et conduisent à des contraintes hors plan de stratification.

II.1.4.3. Type de délaminage

On distingue trois types de délaminage : le macro-délaminage, le micro-délaminage et le délaminage diffus.

- **Micro – délaminage et délaminage diffus** : le micro- délaminage naît à partir des fissures matricielles qui sont stoppées à l'interface entre deux plis (figure II-4).

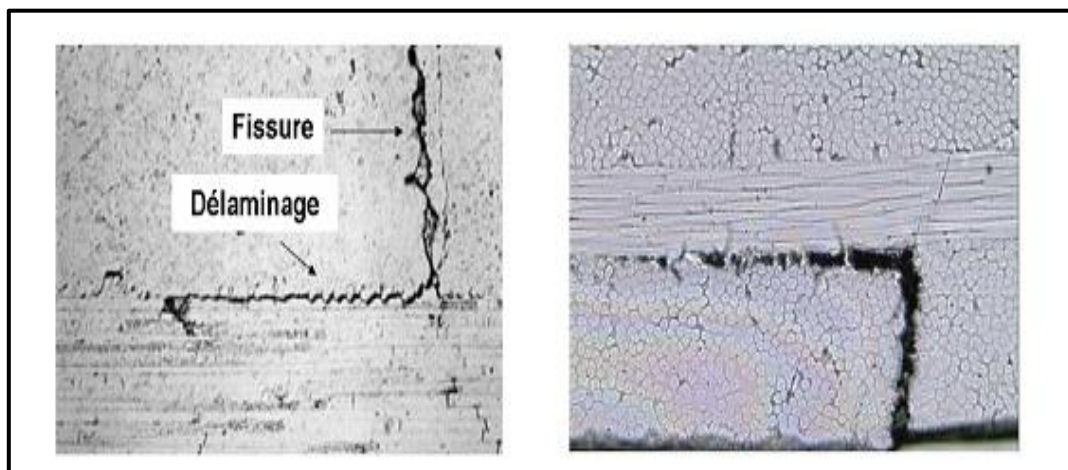


Figure II-4 : Micro – délaminage en extrémité de fissure matricielle [23].

Ce micro-délaminage est le responsable de l'état saturé de la fissuration matricielle et son apparition annonce la rupture finale par localisation des endommagements.

Le développement de cet endommagement entraîne la diminution de la rigidité du matériau. L'augmentation de la densité de fissuration matricielle provoque la coalescence des micro-délaminationes en formant des macro-délaminationes qui affectera d'une façon très importante l'intégrité structurelle, notamment sous chargement hors-plan. A une échelle inférieure, on trouve le délamination diffus qui, avec la microfissuration matricielle et la décohésion fibre-matrice, fait partie de l'endommagement diffus typique des états de cisaillement. Cet endommagement est provoqué par l'apparition de micro-vides et de décohésions dans les zones riches en matrice présentes dans l'interface inter-pli.

- **Macro – délamination :** Il a une étendue beaucoup plus importante que le micro délamination décrit préalablement. Il est le résultat de la coalescence des micro-délaminationes formé par les fissures matricielles stoppées à l'interface du pli. Cet endommagement induit une perte de rigidité dans la structure qui sera plus ou moins importante selon le type de chargement. Par exemple, on constate des pertes de raideur en traction après l'apparition du délamination mais avec une propagation très stable (coalescence des micro-délaminationes). Par contre, cette propagation devient très instable dès que les chargements sont de nature hors-plan comme, par exemple, les sollicitations en flexion ou sur des cornières [23].

Malgré tout, le délamination est encore un des endommagements qui reste l'objet de nombreuses études et qui se pose des questions tant que au niveau expérimental que numérique.

II.2.Caractérisation du délamination des matériaux composites

II.2.1.Mécanique de la rupture

La mécanique de rupture est une science qui permet d'étudier le comportement d'une structure avec des défauts. De façon conventionnelle, la mécanique de la rupture suppose qu'une structure n'est jamais sans défauts. La présence des défauts peut être sous forme de fissure internes ou de fissures à la surface.

Donc le but essentiel de la mécanique linéaire élastique de la rupture est de caractériser la résistance d'un matériau à la rupture à partir d'un défaut.

L'analyse en mécanique de la rupture corrèle des paramètres provenant du chargement, de la géométrie, et du matériau, puis, elle prévoit les conditions auxquelles une fissure peut se propager et éventuellement entraîner la rupture complète de la structure.

G.R.Irwin aborde les problèmes de fissuration plan et anti plan au moyen de trois modes de sollicitation (Mode I, II, III) [3]. Ces Modes élémentaires de rupture principaux sont caractérisés selon le déplacement des lèvres de la fissure (figure II-5).

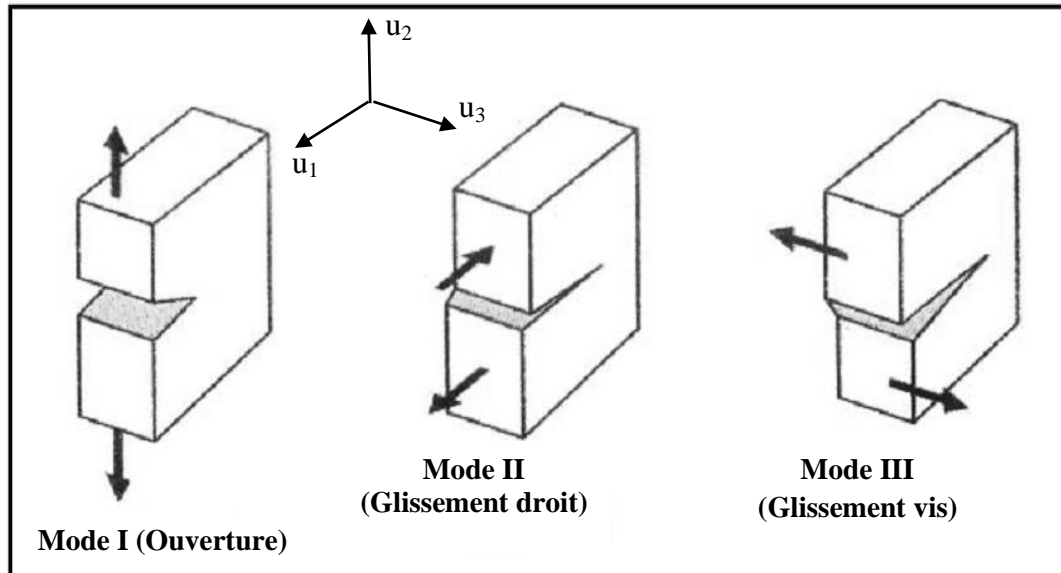


Figure II-5 : Modes élémentaires de rupture.

- Mode I : Ce mode correspond à un déplacement opposé des lèvres. Les surfaces de la fissure se déplacent perpendiculairement l'une par rapport à l'autre. Il est appelé le mode d'ouverture, le champ de déplacement relatif des lèvres de la fissure est défini par la discontinuité :

$$\langle u_1 \rangle = 0, \langle u_2(x_1) \rangle \neq 0, \langle u_3 \rangle = 0$$

- Mode II : Ce mode indique que les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan, et le déplacement relatif des lèvres est perpendiculaire au front de la fissure, ceci est ce qui conduit à un cisaillement dans le plan de la fissure, c'est le mode par glissement droit.

$$\langle u_1(x_2) \rangle \neq 0, \langle u_2 \rangle = 0, \langle u_3 \rangle = 0$$

- Mode III : les surfaces de la fissure se déplacent dans le même plan et dans une direction parallèle au front de fissure, donc le déplacement relatif des lèvres est parallèle au front de la fissure, c'est le mode de glissement vis.

$$\langle u_1 \rangle = 0, \langle u_2 \rangle = 0, \langle u_3(x_3) \rangle \neq 0$$

La propagation d'une fissure peut se faire aussi suivant des modes mixtes qui les combinent tous les trois. La rupture réelle est généralement une combinaison de ces trois modes élémentaires [13].

A l'origine, la mécanique de la rupture a été développée pour les matériaux homogènes isotropes. D'après, O'brien T.K [32], elle est couramment utilisée pour caractériser la résistance au délaminage des matériaux composites. En plus des essais de mode I ont été réalisés sur les composites depuis les années suivantes [33].

En mécanique de la rupture, deux paramètres peuvent être utilisés pour caractériser la rupture : le taux de restitution d'énergie (G) et le facteur d'intensité de contrainte (K). Puisque la rupture est de type fragile, c'est-à-dire que le point de rupture se trouve dans la partie linéaire de la courbe charge-déplacement.

La résistance au délaminage est mesurée en termes de (G_C) associé à l'amorçage et à la propagation du délaminage [32].

Aussi dans la littérature, le concept du taux de restitution d'énergie est couramment utilisé pour caractériser le délaminage des composites stratifiés : Benzeggagh M.L [3], Laksimi A et al [4], Benzeggagh M.L., Aboura Z [34].

Tout cela nous conduit d'utiliser dans notre travail le taux de restitution d'énergie en mode I (G_{IC}) pour caractériser la rupture du matériau proposé pour notre étude.

II.2.2. Taux de restitution d'énergie (G)

La théorie d'élastique linéaire prévoit une singularité au front de fissure. par conséquent, une structure quelconque contenant au moins une fissure devrait casser, quels que soient les efforts appliqués. L'approche énergétique de Griffith A.A a utilisé le premier principe de la thermodynamique pour contourner ce problème [13].

En se basant sur des considérations thermodynamiques, Griffith A.A a mis en évidence le fait que la rupture est un phénomène consommateur d'énergie, car pour augmenter la surface d'une fissure ou bien pour leur accroissement dans un matériau nécessite un apport d'énergie lié à la création d'une nouvelle surface et fournir un certain travail. Cette énergie est fournie par la perte d'énergie potentielle du système de corps fissuré. La fissure peut se propager à condition que la perte de l'énergie potentielle soit au moins égale à l'énergie nécessaire à la création de surface supplémentaire.

Pour une propagation de fissure, le bilan énergétique du système s'écrit [13]:

$$dU_{total} = dW_{ext} - dU_e - dU_d - dU_c - 2\gamma.dA = 0 \quad (\text{éq II-1})$$

Où :

U_{total} : Energie totale du système

W_{ext} : Travail des forces extérieures appliquées lors de l'avancée de la fissure

U_e : Energie de déformation élastique emmagasinée dans le système

U_d : Energie dissipée de façon irréversible

U_c : Energie cinétique

γ : Energie superficielle de cohésion du matériau

$dA = BdA$: Surface de fissuration créée par la propagation da dans l'épaisseur B .

L'énergie dissipée par la propagation de la fissure est donc $2\gamma da$ car les nouvelles surfaces de rupture créées par la propagation sont de deux cotés du plan de fissure. Dans le cadre de la MLER, la seule énergie dissipée de façon irréversible est l'énergie superficielle de cohésion du matériau. Alors, l'énergie dissipée, U_d vaut zéro.

La propagation de fissure se produit lorsque l'énergie cinétique du système augmente. La condition de propagation s'écrit :

$$\frac{d(W_{ext} - U_e)}{dA} - 2\gamma = \frac{dU_c}{dA} \geq 0 \quad (\text{éq II-2})$$

En posant $\Pi = U_c - W_{ext}$ où Π représente l'énergie potentielle stockée dans la structure, on appelle alors :

$$G = \frac{d\Pi}{dA} \quad (\text{éq II-3})$$

Où G est le taux de restitution d'énergie, c'est-à-dire l'énergie surfacique disponible pour la propagation de fissure.

L'énergie nécessaire à la création d'une surface de fissuration unitaire est :

$$R = 2\gamma \quad (\text{éq II-4})$$

Où R est appelé la résistance à la propagation de fissure.

Le critère de propagation de Griffith A.A se traduit alors par les conditions suivantes :

- Propagation stable : $dU/dA = 0$ ou $G = R$

L'énergie disponible « G » est égale à l'énergie nécessaire à la création d'une nouvelle surface « R ». La valeur de G à la propagation de fissure est appelé le taux de restitution d'énergie critique (G_C).

- Propagation instable : $dU/dA > 0$ ou $G > R$

L'excès d'énergie est dépensé en énergie cinétique de front de fissure.

II.2.3. Facteur d'intensité de contrainte (K)

Le travail de Griffith A.A a été repris par Irwin G.R où l'approche énergétique a été reformulée en termes de contraintes. L'analyse de champ de contrainte et de déplacement au voisinage de l'extrémité de la fissure conclue le taux de restitution d'énergie (G) est remplacé par le facteur d'intensité de contrainte (K). Ce facteur ne dépend que des contraintes appliquées au matériau et de la géométrie de la fissure. L'énergie de création d'une nouvelle surface est remplacée par la ténacité pour la description de la résistance à la propagation de fissure. Pour cette approche, un matériau se fissure au point où le facteur d'intensité de contrainte atteint sa valeur critique (K_C).

Des formules analytiques du facteur d'intensité de contrainte ont été déterminées pour des configurations simples [35]. Elles s'écrivent généralement sous la forme suivante :

$$K = \sigma \cdot \sqrt{\pi a} \cdot f(g) \quad (\text{éq II-5})$$

Où :

K : Facteur d'intensité de contrainte

σ : Contrainte uniforme à l'infini

a : Longueur de la fissure

$f(g)$: Facteur de géométrie de l'éprouvette

Le champ de contraintes et le champ de déformations au voisinage de la pointe de fissure dans un matériau homogène isotrope peuvent être déterminés à l'aide du facteur d'intensité de contrainte [35].

D'après, Gong X. J [36], pour les stratifiés composites, la détermination du champ de contraintes est beaucoup plus difficile à cause de l'hétérogénéité et de l'anisotropie du matériau. Néanmoins, si le stratifié est considéré anisotrope mais homogène, le champ de contraintes en contrainte plane peut être exprimé de la même façon que dans le cas d'un matériau isotrope. Williams J.G applique cette approche élastique linéaire anisotrope au problème de fissuration [13].

Les expressions des champs de contraintes [35], peuvent être exprimées de la façon suivante :

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{r}} f(\theta) \quad (\text{éq II-6})$$

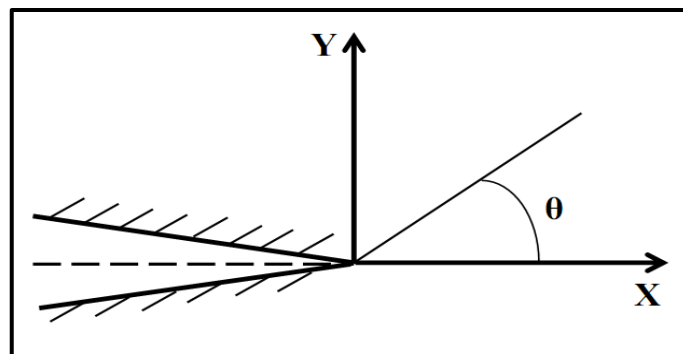


Figure II-6 : Propagation d'une fissure.

Où :

σ_{ij} : Contraintes au voisinage de la pointe de fissure

K : Facteur d'intensité de contrainte

r : Distance radiale par rapport à la pointe de fissure

$f_{ij}(\theta)$: Fonction de la position angulaire θ par rapport à l'axe de fissure

Les contraintes dans l'équation (II-6) présentent une singularité en $1/\sqrt{r}$. Elles sont donc infinies à la pointe de la fissure. En réalité, il y a toujours une zone plastique ou endommagée qui limite les contraintes à des valeurs finies. La détermination de l'état de contraintes dans cette zone pour comparer à des critères de rupture en contrainte est cependant très compliquée. Une approche plus pratique consiste à déterminer expérimentalement la valeur

critique du facteur d'intensité de contrainte (K_C), dite la ténacité à la fissuration. On peut ensuite évaluer la stabilité d'une fissure par la comparaison entre le facteur d'intensité de contrainte (K) et la ténacité du matériau (K_C) [35].

II.2.4.Relation entre (G) et (K)

Bathias C et Coll dans son ouvrage [25] a démontré une relation entre les deux valeurs G et K (équation II-7) permettent de pouvoir toujours calculer K à partir d'une mesure de G par compliance tant que le comportement d'un matériau sera essentiellement linéaire.

$$K = \sqrt{GE} \quad (\text{éq II-7})$$

Où : E est le module de YOUNG.

II.3.Essais de délaminage

Les essais de délaminage sont réalisés pour caractériser la résistance au délaminage. Les essais ont besoin d'être normalisé afin de pouvoir comparer correctement les caractéristiques des matériaux.

Les trois organisations : l'American society for testing and Materials (ASTM), le Japanese Industrial standards Organization (JIS), et l'European Structural Integrity Society (ESIS) mènent les efforts pour normaliser les tests de délaminage. L'International Standard Organisation (ISO) développe et examine ces normes de l'ASTM et la JIS. L'ESIS ne publie pas de normes mais elle fournit des protocoles d'essai en prenant en considération les normes l'ISO [32].

D'après, Prombut P [13] les normes concernent principalement les composites à matrice polymère et renfort de fibre longue.

Les éprouvettes utilisées sont nombreuses en géométrie et en mode de fissuration. On peut distinguer trois grandes familles d'essais selon le mode de fissuration:

Pour le mode I : l'essai DCB (Double Cantilever Beam), l'essai WIF (Wedge-Insert Flexure).

Pour le mode II : l'essai ENF (End Notched Flexure), l'essai SENF (Stabilized End Notched Flexure), l'essai ELS (End Loaded Split), l'essai 4ENF (Four Point End Notched

Flexure). La longueur de délaminage en mode II est très difficile à mesurer visuellement parce que l'ouverture de fissure produit est petite [26].

Pour le mode mixt : l'essai MMF (Mixed Mode Flexure), l'essai SCB (Single Cantilever Beam), l'essai MMB (Mixed Mode Bending), l'essai ADCB (Asymmetric Double Cantilever Beam), l'essai CLS (Cracked Lap Shear), et l'essai AMMF (Asymmetric Mixed Mode Flexure).

Généralement, on fait la mesure de la résistance au délaminage des matériaux composites selon les trois modes élémentaires de rupture. Nous avons orienté notre étude à l'essai DCB de délaminage en mode I qui est normalisé par l'organisation ASTM.

La (figure II-7) montre la géométrie de l'éprouvette DCB décrit dans ASTM D5528-01 [37].

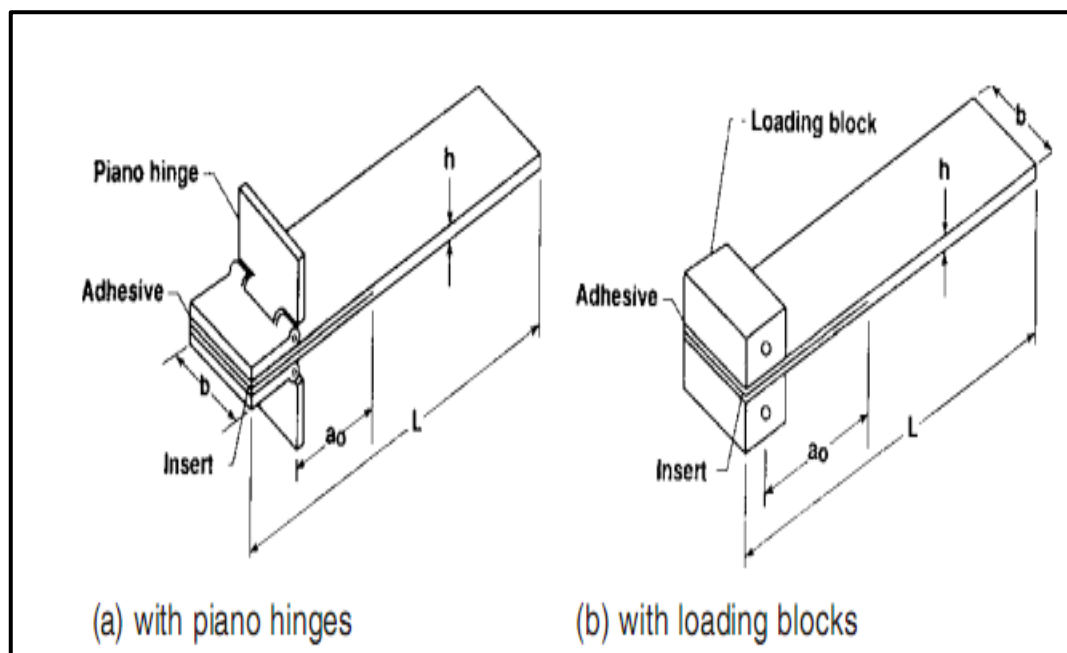


Figure II -7 : L'éprouvette Double Cantilever Beam (DCB) d'ASTM D 5528 [37].

II.3.1. Essai de délaminage en mode I

Ce mode d'ouverture est le mode de délaminage le plus critique parce qu'il nécessite le moins d'énergie [38].

La caractérisation du délaminage des matériaux composites se fait actuellement en appliquant la mécanique de la rupture à des éprouvettes de type DCB (Double Cantilever Beam). Parmi les configurations des essais en mode I, dans littérature, on trouve les travaux

de Benzeggagh M.L [3], Perrot Y [39], Laksimi .A et al [4] et Perillo G., Echtermeyer A.T [10] qu'ont utilisés l'essai DCB dans leurs travaux de recherches. L'éprouvette type DCB est préparée avec le délaminage initial. Ce dernier est créé par un défaut artificiel, généralement un insert non-adhésif (téflon ou similaire) [25], de moins de 13 μm [37], l'emplacement de l'insert met entre les plis médians du stratifié lors de la fabrication.

L'essai de délaminage en mode I est conduit en appliquant une charge axiale P enregistrée en même temps que le déplacement des points d'applications de la charge P .

II.3.2.Méthodes de détermination du taux de restitution d'énergie en mode I (G_{IC})

La résistance au délaminage est évaluée par le taux de restitution d'énergie critique correspondant à l'amorçage de la fissure [40]. La détermination du taux de restitution d'énergie critique G_C , nécessite des méthodes d'exploitation des données expérimentales assez compliquées [13]. Le G_C est influencé non seulement par la précision des mesures de l'effort et du déplacement mais aussi par la précision des mesures de la longueur de fissure et de la variation de compliance par rapport à la longueur de fissure [32].

Dans cette partie nous explorons des méthodes les plus souvent rencontrées.

II.3.2.1.Méthode de Berry

Le taux de restitution d'énergie G , du bilan d'énergétique de GRIFFITH peut être exprimé selon la méthode de la compliance d'IRWIN-KIES par la formule suivante [41]:

$$G = \frac{p^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (\text{éq II-8})$$

Ce valeur G exprime le taux de variation d'énergie correspondant à un petite accroissement de fissure da .

C : est la compliance de l'éprouvette fissurée,

$$C = \frac{\delta}{P} \quad (\text{éq II-9})$$

Où :

P : La charge appliquée,

b : Largueur de l'éprouvette,

a : La longueur du pré-défaut,

δ : Le déplacement des lèvres

Selon la méthode de Berry, la complaisance est donnée aussi en fonction de deux constantes intrinsèques du matériau n et h suivant la formule suivante :

$$C = \frac{a^n}{h} \quad (\text{éq II-10})$$

Où h et n sont les paramètres intrinsèques du matériau, déterminés par une régression linéaire de la courbe expérimentale $\ln(C)$ en fonction de $\ln(a)$ (figure II-8).

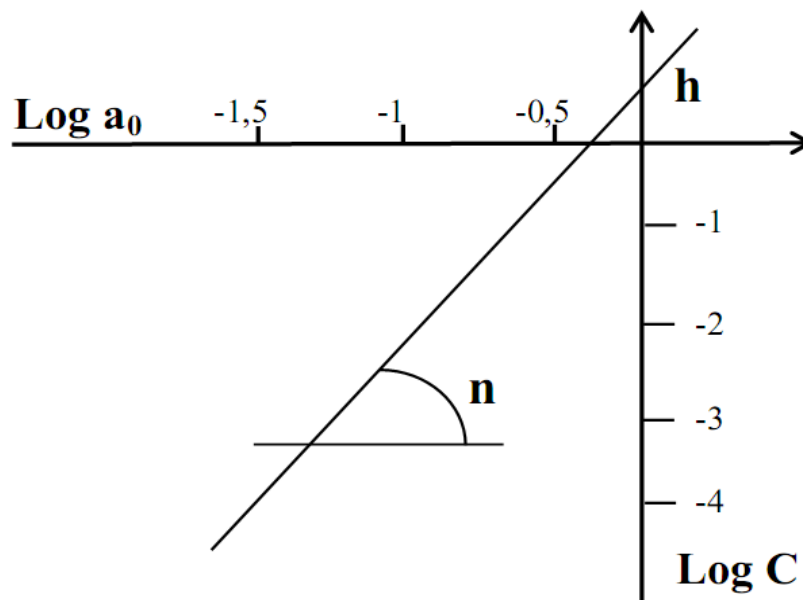


Figure II -8 : Détermination des paramètres intrinsèques du matériau.

Finalement, le taux de restitution d'énergie est calculé en utilisant l'expression suivante :

$$G_{IC} = \frac{nP\delta}{2ab} \quad (\text{éq II-11})$$

Pour appliquer les formules précédentes, au cours de l'essai, l'avancement a de la fissure est relevé en fonction de la charge (effort) appliqué P et de l'ouverture (déplacement) δ des lèvres de l'éprouvette.

Le modèle des courbes obtenues après l'essai de délaminage en mode I présentent trois zones bien distinctes (figure, II-9) d'après les travaux de la référence [39].

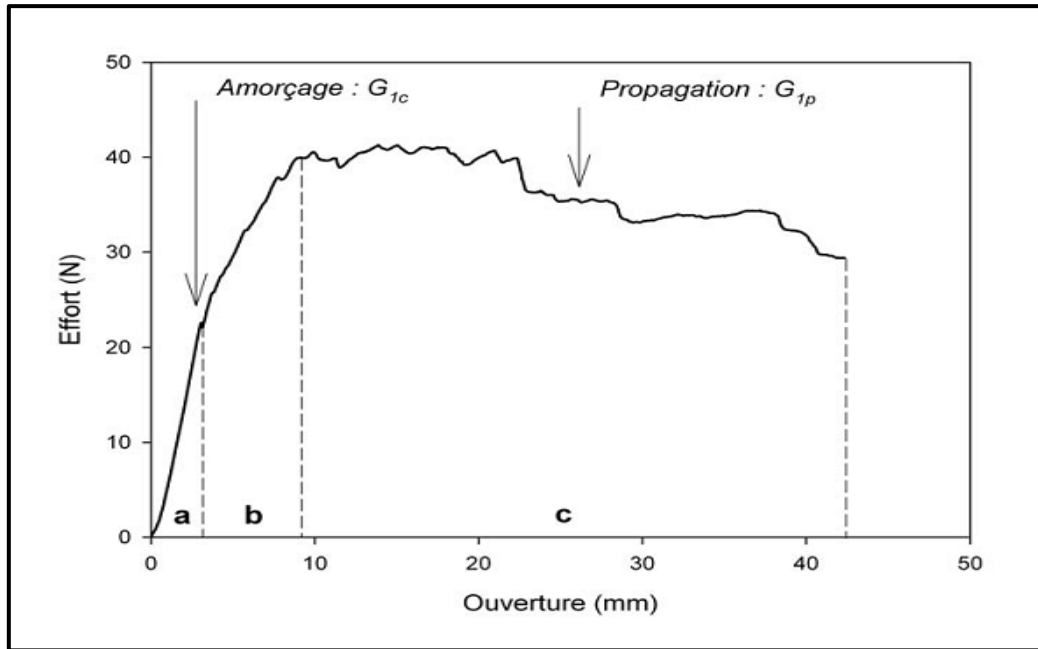


Figure II-9 : Courbe effort –ouverture relevée lors d'un essai DCB [39].

- Une première montée en charge qui se solde par l'amorçage de la fissure
- Une deuxième montée en charge correspondant à la croissance de la fissure
- Un pseudo- plateau illustrant une propagation de l'avancement de la fissure

Dans la première partie de la courbe charge-déplacement, on observe l'amorçage défini au moment du changement de la pente. La propagation de la fissure intervient après sa croissance et est considérée comme stable lorsqu'un plateau est observé sur la dernière partie de la courbe.

II.3.2.2.Méthode de Poutres

Si les deux lèvres de la fissure sont assimilées à des poutres encastées en front de fissure de longueur a , de largeur B , d'épaisseur h et de module de flexion E , alors la compliance devient [19] :

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{8a^3}{Eb^3h^3} \quad (\text{éq II-12})$$

En introduisant l'expression de C dans l'équation (II-8)

On obtient :

$$G_I = \frac{12P^2a^2}{Eb^2h^3} \quad (\text{éq II-13})$$

Lachaud F [19] déclare que cette formule peut être directement appliquée pour le calcul de G_{IC} , mais elle nécessite lors du calcul de taux de restitution d'énergie la connaissance exacte du module de flexion E qui pour un composite stratifié n'est pas immédiate. C'est pour quoi des chercheurs proposent de déterminer expérimentalement la complaisance par l'équation suivante :

$$C = \alpha a^3 + \beta a + \gamma = \frac{\delta}{P} \quad (\text{éq II-14})$$

Où α, β, γ sont des constantes du matériau étudié, déterminées par identification à partir de la courbe expérimentale de $C = f(a)$.

Le taux de restitution d'énergie en mode I s'écrit alors :

$$G_I = \frac{P^2}{2b}(3\alpha a^2 + \beta) \quad (\text{éq II-15})$$

II.3.3. Détection de l'amorçage

Plusieurs méthodes permettent de définir l'instant d'amorçage de la fissure (figure II-10). La première méthode consiste à déterminer la première non linéarité de la courbe force-déplacement. La deuxième méthode réside dans la définition du déplacement pour lequel la propagation de la fissure a été observée expérimentalement. La dernière méthode consiste à détecter une augmentation de la complaisance de 5% ou la force maximale [42].

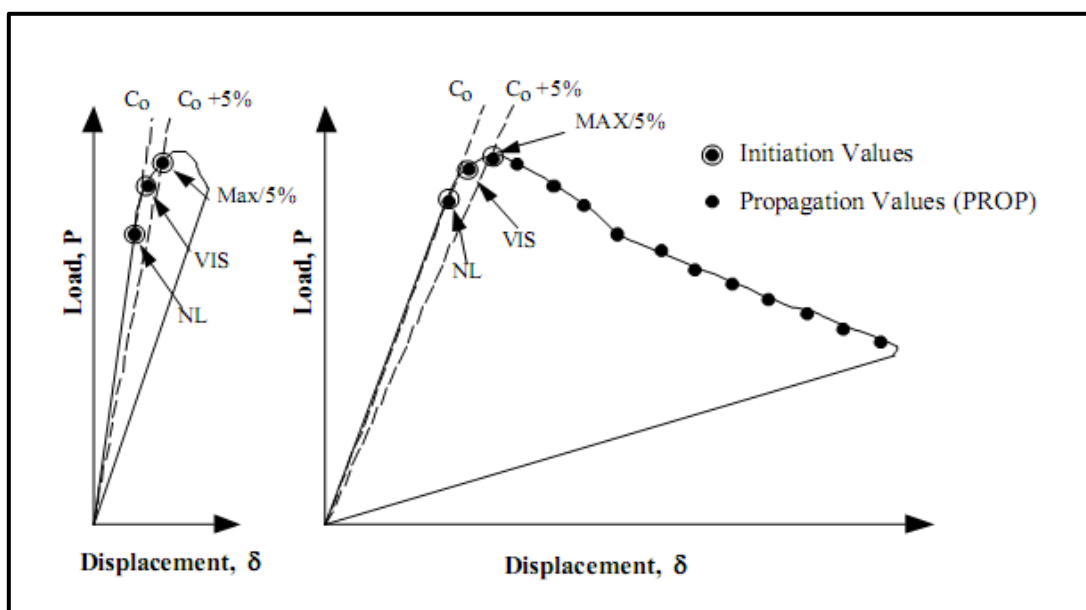


Figure II-10 : Courbes schématiques d'un essai DCB [43].

La détermination du point d'amorçage par les méthodes précédentes, permettent d'évaluer la ténacité critique en utilisant la formule suivante :

$$G_{IC} = \frac{P_c^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (\text{éq II-17})$$

Où P_c est la charge critique permettant la propagation de la fissure, C la complaisance, b largeur d'éprouvette et a la longueur de la fissure.

II.3.4. La résistance de propagation

Pour le mode I, le taux de restitution d'énergie G_{IC} est déterminé par deux méthodes équivalentes qui établissent une relation entre la longueur du délaminage et la complaisance [13]. Cette ténacité n'est pas constante au cours du délaminage ; en effet quel que soit le matériau la ténacité augmente à partir d'une valeur initiale à l'amorçage. Ce phénomène, est décrit par les courbes R [44].

II.3.4.1. Les courbes R

La courbe R (Figure II-11) décrit l'évolution de la résistance au délaminage en fonction de l'accroissement de la fissure après le point d'amorçage du délaminage. L'augmentation de l'énergie de rupture est attribuée à la formation de ponts de fibres entre les deux lèvres de la fissure. Dans le cas des éprouvettes du type DCB, la longueur de la fissure a été déterminée de façon effective à partir de la loi de la complaisance basée sur le modèle de Berry (équation. II-10) [40].

Ce comportement décrit par la courbe R est représenté dans le diagramme $(G_{IP} - a_p)$ où G_{IP} l'énergie de propagation et a_p est la longueur effective de la fissure qui tient compte de la zone endommagée. Cette longueur est déterminée en utilisant les constantes intrinsèques au matériau n et h relatifs à la méthode de Berry pour le calcul de G_{IC} .

$$a_p = \sqrt[n]{\frac{C}{P}} \quad (\text{éq II-18})$$

Où $C = \frac{\delta}{P}$ est mesurée dans la partie après l'initiation de la propagation de la fissure [40].

Ensuite la résistance correspondant est déterminée par la relation suivante :

$$G_{IP} = \frac{nP\delta}{2a_p b} \quad (\text{éq II-19})$$

Ainsi nous pouvons tracer la courbe R qui présente la variation de la résistance au délaminage en fonction de l'avancement de la fissure [40] :

$$\Delta R = f(\Delta a)$$

Où $\Delta R = G_{IP} \cdot G_{IC}$

et $\Delta a = a_{eff} - a_0$ ici a_0 désigne la longueur initial de la fissure.

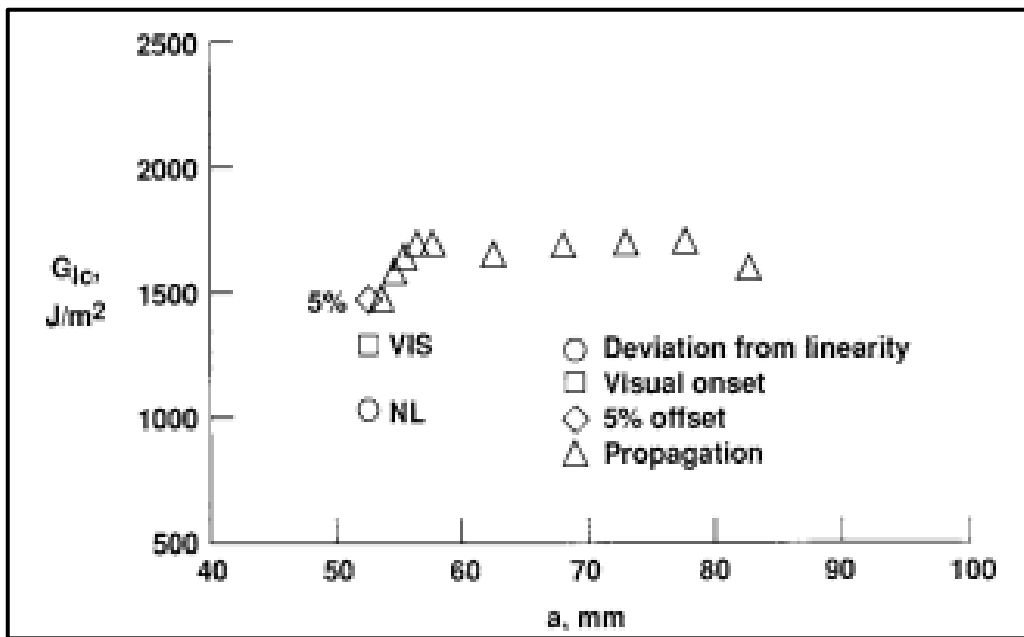


Figure II-11 : Exemple de courbe R de l'essai DCB selon ASTM D5528 [37].

Chapitre III

Etude expérimentale et analyse des résultats

Ce chapitre présente les travaux expérimentaux effectués dans le cadre de cette thèse. Dans la première partie nous exposons le procédé de fabrication des tubes en matériaux composites. Dans la deuxième partie, nous présentons l'essai de traction pour déterminer les caractéristiques mécaniques de notre matériau. Les éprouvettes étant découpées sur les tubes.

La suite de l'étude expérimentale s'intéresse à l'étude du délaminage en mode I pour déterminer le taux de restitution d'énergie en G_{IC} et l'évolution de la résistance à la propagation du délaminage exprimé par les courbes R qui sont considérées comme des caractéristiques intrinsèques de ce type de matériau.

Sommaire

III.1. Procédé de fabrication des tubes.....	64
III.2. Détermination du taux de fibres.....	66
III.2.1. Matériel utilisé.....	66
III.2.2. Déroulement de l'essai de calcination.....	67
III.2.3. Détermination du taux de fibres.....	67
III.3. Procédure des essais mécaniques.....	68
III.3.1. Préparation des éprouvettes.....	68
III.3.1.1. Les éprouvettes de l'essai traction.....	69
III.3.1.2. Les éprouvettes DCB de l'essai délaminage.....	70
III.3.2. Moyens des essais.....	72
III.4. Résultats des essais mécaniques.....	75
III.4.1. Essai de traction.....	75
III.4.2. Essai de délaminage DCB.....	77
III.4.2.1. Calcul du taux de restitution d'énergie (G_{IC}).....	84
III.4.3. Résultats des courbes R.....	87
III.5. Observations microscopiques.....	90

III.1.Procédé de fabrication des tubes

Le procédé de fabrication retenu dans ce travail est l'enroulement filamentaire présenté dans le chapitre I, qui est généralement utilisé pour la fabrication des structures cylindriques. La figure III-1 présente un schéma descriptif du procédé de mise en œuvre des tubes par l'enroulement filamentaire utilisé dans notre travail.

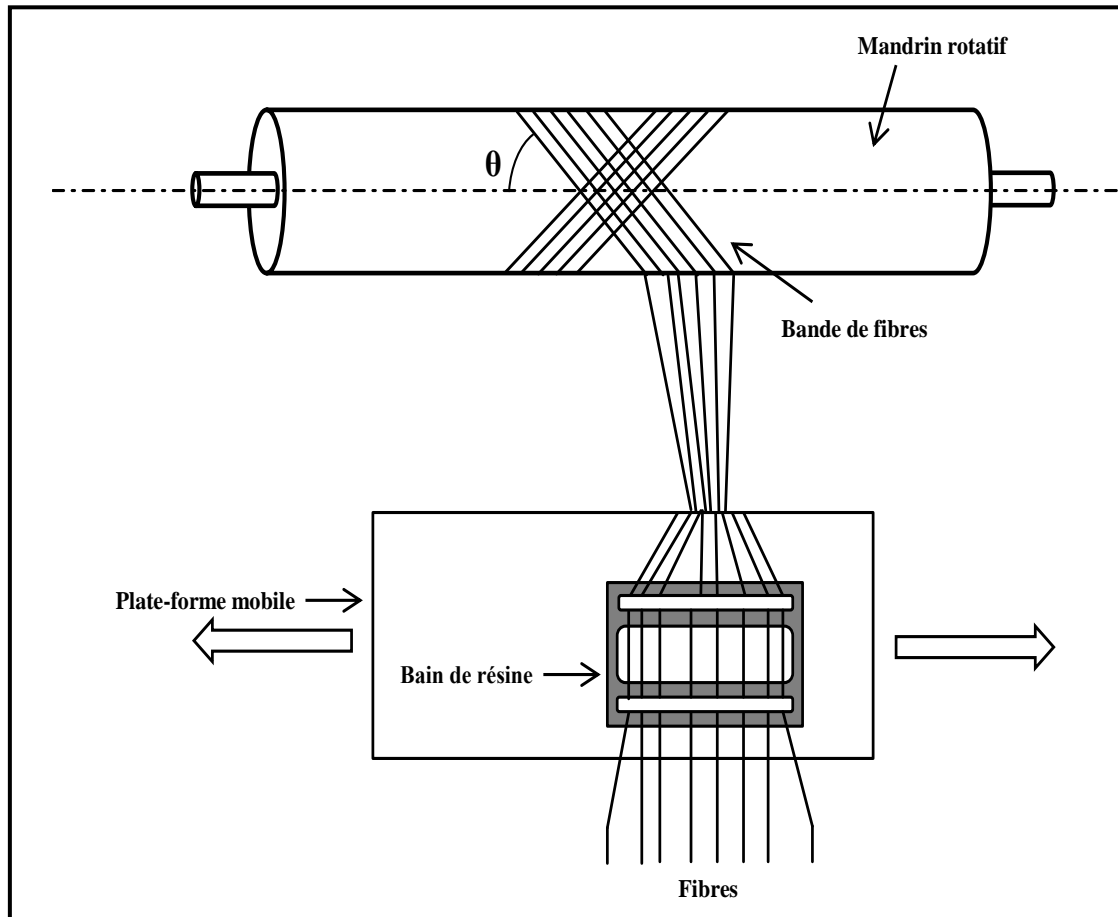


Figure III-1 : Schéma du procédé d'enroulement filamentaire.

Les tubes utilisés dans notre travail sont fabriqués dans l'entreprise MAGHREB PIPE située à M' SILA (ALGERIE). C'est une entreprise spécialisée dans l'industrie des tubes en PRV (fibre de verre et de résine polyester).

Ces tubes sont destinés à différents domaines d'application (figure III-2) tel que :

- Eaux usées ;
- Eaux potable ;
- Drainage ;
- Usines hydrauliques...etc.



Figure III-2 : Domaines d'application des tubes en PRV (produit Maghreb Pipe).

L'enroulement filamentaire est un type de moulage qui permet la réalisation des tubes stratifiés avec différents angles d'enroulement. La figure III-3 montre le tissage de l'angle de l'enroulement ($\pm\theta$) obtenu durant la fabrication du la structure (tube).

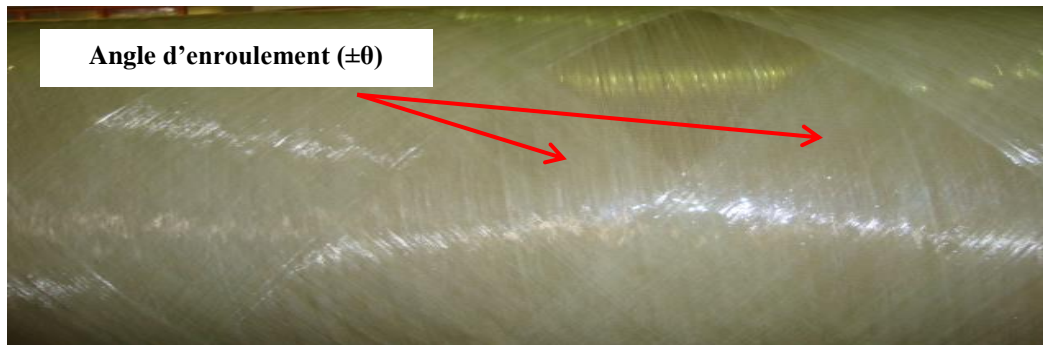


Figure III-3 : Le tissage de l'angle d'enroulement ($\pm\theta$).

Les tubes utilisés dans notre étude (figure III-4) ont été réalisés durant un stage à cette entreprise. Deux configurations ont été considérées, l'une avec un angle d'enroulement de $[\pm 50^\circ]$ et l'autre avec un angle de $[\pm 60^\circ]$. Chaque configuration est constituée de 6 plis formant une épaisseur comprise entre 5 et 6 mm.



Figure III-4 : Exemple d'un tube fabriqué à l'entreprise.

Le tableau III-1 montre les séquences d'empilement des tubes stratifiés utilisés dans notre étude.

La configuration	Séquences d'empilement
$[\pm 50^\circ]$	50/-50/50/-50/50/-50
$[\pm 60^\circ]$	60/-60/60/-60/60/-60

Tableau III-1 : Séquences d'empilement des tubes stratifiés.

III.2.Détermination du taux de fibres

Dans le but de déterminer en masse le taux massique des fibres et celui de la résine pour le matériau composite utilisé dans notre étude, des échantillons de section (1×1) cm² (figure III-5) sont découpés sur les éprouvettes après les essais mécaniques (traction, délaminage). Ils ont été soumis à l'essai de perte au feu (calcination).



Figure III-5 : Exemple d'échantillon de l'essai de calcination.

III.2.1.Matériel utilisé

L'appareillage suivant a été utilisé pour la détermination du taux des fibres

- Creuset pour mettre les échantillons dedans (figure III-6.a),
- Une balance de précision 0.0001 g (figure III-6.b),
- Un four dont la température est réglé à 625° C (figure III-6.c).

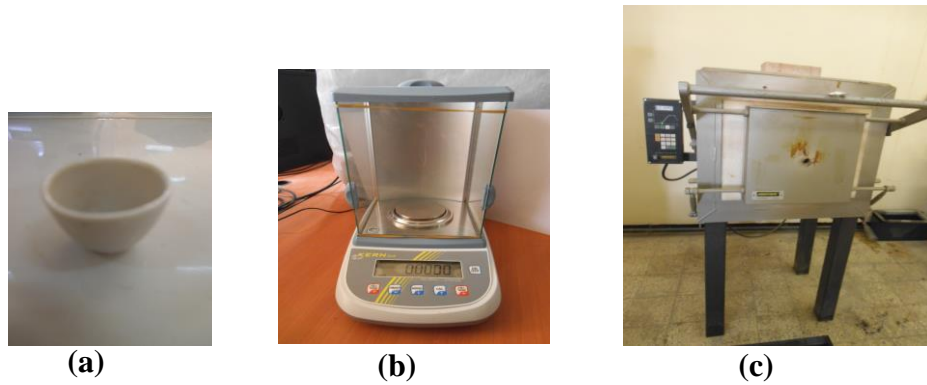


Figure III-6 : (a) Creuset, (b) balance de précision, (c) Four.

III.2.2. Déroulement de l'essai de calcination

La procédure consiste à peser à vide le creuset, puis avec les échantillons. Ensuite le creuset est placé dans un four réglé à une température suffisante pour la calcination entière de la résine, soit à 625°C pendant 3 heures environ. Après le refroidissement, on fait la pesée des fibres restantes dans chaque creuset et cela nous permet de calculer toute les fractions massiques.

III.2.3. Détermination du taux de fibres

Le taux massique de fibres de verre utilisé dans les éprouvettes testées dans notre travail est déterminé en fonction de la masse de l'échantillon et de la masse des fibres restantes après calcination de la résine. Il est donné par la formule suivante :

$$M_f = \frac{B}{A} \times 100\% \quad \text{avec} \quad M_m = 100 - M_f \quad (\text{éq.III-1})$$

$$V_f = \frac{M_f \cdot \rho_m}{\rho_f - M_f \cdot (\rho_f - \rho_m)} \times 100\% \quad \text{avec} \quad V_m = 100 - V_f \quad (\text{éq.III-2})$$

A : masse de l'échantillon en (g) avant la calcination.

B : masse des fibres en (g) obtenues après calcination.

M_f et M_m : fraction massique de la fibre et de la résine en (%).

V_f et V_m : fraction volumique de la fibre et de la résine en (%).

ρ_f et ρ_m : la masse volumique des fibres et de la résine (g/cm³).

On note que l'essai est fait sur trois éprouvettes de chaque configuration.

Le tableau III-2 représente les résultats du taux de fibres des trois éprouvettes de chaque configuration [$\pm 50^\circ$] et [$\pm 60^\circ$].

Type d'éprouvettes		[$\pm 50^\circ$]	[$\pm 60^\circ$]
Taux massique de fibres (%)	épt 01	77,96	73,42
	épt 02	76,92	72,78
	épt 03	77,43	73,71
Taux massique de fibres moyennes (%)		77,43	73,30
Écart type		1,76	0,47
C_v		0.0228	0.0064

Tableau III-2 : Taux de fibres des deux configurations considérées.

On remarque que les résultats de l'essai de calcination pour déterminer le taux de fibres du matériau utilisé sont compatibles avec ce qui est convenu dans plusieurs ouvrages, tels que Daniel G [22] qui indique que le taux de fibres des matériaux composites fabriqués par le procédé de l'enroulement filamentaire est 60%-85% et Davies P, Rannau F [7] qui précise que le processus d'enroulement filamentaire fournit un matériau composite de fraction volumique uniforme et élevée en fibres ($V_f = 0,65$ ou plus).

III.3.Procédure des essais mécaniques

III.3.1.Préparation des éprouvettes

Deux types d'éprouvettes sont préparées dans le cadre de notre étude (les éprouvettes de traction et les éprouvettes de type double poutre encastré (DPE ou DCB). Ces éprouvettes sont découpées à partir des échantillons du tube en PRV (figure III-7).



Figure III-7 : Échantillons découpés à partir du tube en PRV.

III.3.1.1. Les éprouvettes de l'essai de traction

Les éprouvettes de l'essai de traction sont préparées suivant la norme EN ISO 527-5 [45]. Le découpage des éprouvettes est effectué sur une table équipée d'un disque diamant (figure III-8). Ce découpage détermine l'orientation des fibres par rapport à l'axe de sollicitation. Les deux figures III-9 et III-10 présentent successivement la méthode de découpage et la géométrie des éprouvettes utilisées dans l'essai de traction.



Figure III-8 : Table de découpage.

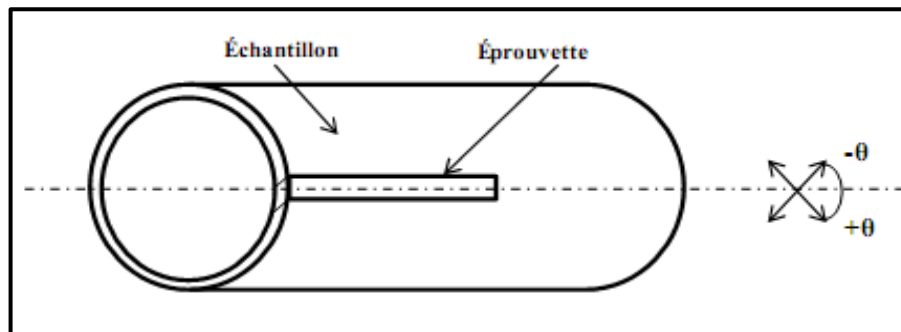


Figure III-9 : Méthode de découpage de l'éprouvette de traction à partir d'un échantillon du tube en PRV.

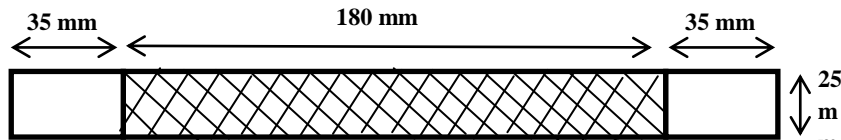


Figure III-10 : Géométrie d'éprouvette de traction découpée à partir d'un tube en PRV.

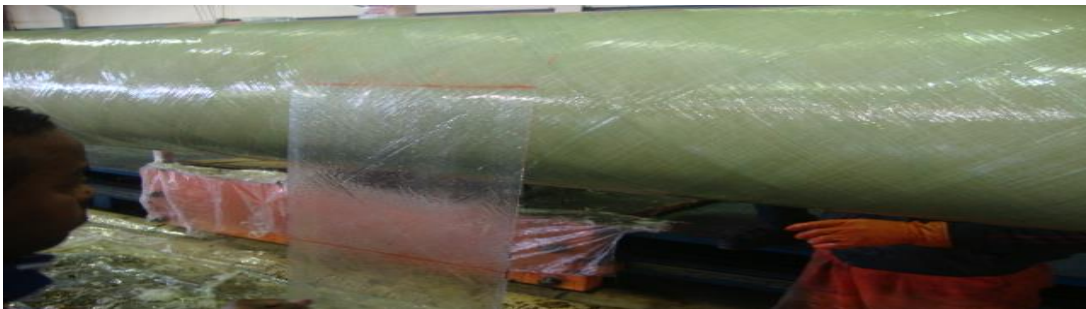
III.3.1.2. Les éprouvettes DCB de l'essai délamination

Afin d'obtenir des éprouvettes de type DCB, un pré-défaut a été introduit à mi-épaisseur par un film (en mayler) lors de la mise en œuvre des tubes (figure III-11(a) et III-11(b)). Dans un premier temps on a essayé de découper les éprouvettes parallèlement à l'axe du tube selon le schéma montré dans la figure III-12.

Cette solution a provoqué la séparation des couches suivant l'épaisseur de l'échantillon (figure III-13).

La deuxième solution de découpage adaptée et qui donne des éprouvettes acceptables est montrés dans le schéma de la figure III-14. Ces éprouvettes sont découpées et préparées selon la norme ASTM D5528 [37]. La figure III-15 montre une éprouvette DCB pendant la préparation.

Les dimensions des éprouvettes sont les suivantes : épaisseur $2h = 5-6 \text{ mm}$, largeur $b = 25 \text{ mm}$, longueur $L = 200 \text{ mm}$ et longueur initiale du défaut $a_0 = 30-70 \text{ mm}$. Pour les essais de délamination quatre éprouvettes sont testées de chaque configuration.



a) Insertion de film du pré-défaut pendant la mise en œuvre du tube.



b) Vue générale avec les extrémités de film du pré-défaut.

Figure III-11 : Tube avec pré-défaut.

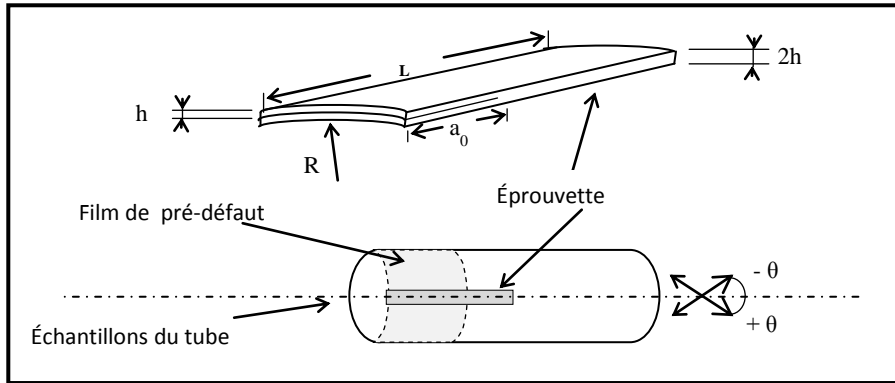


Figure III-12 : Schéma de la première méthode de découpage des éprouvettes DCB.

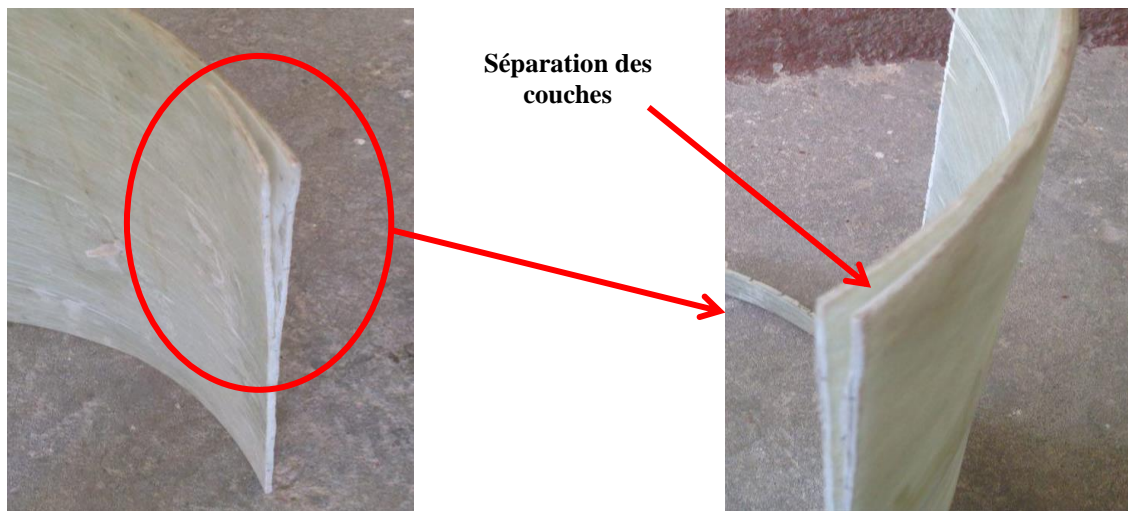


Figure III-13 : Séparation des couches pendant le découpage des éprouvettes DCB.

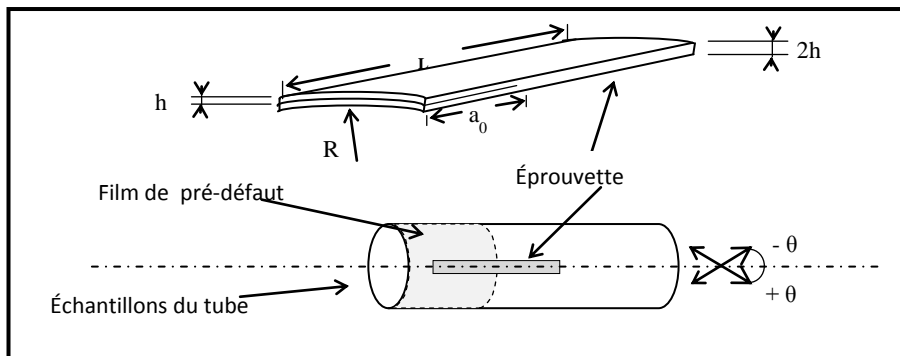


Figure III-14 : Schéma de la deuxième méthode de découpage des éprouvettes DCB.

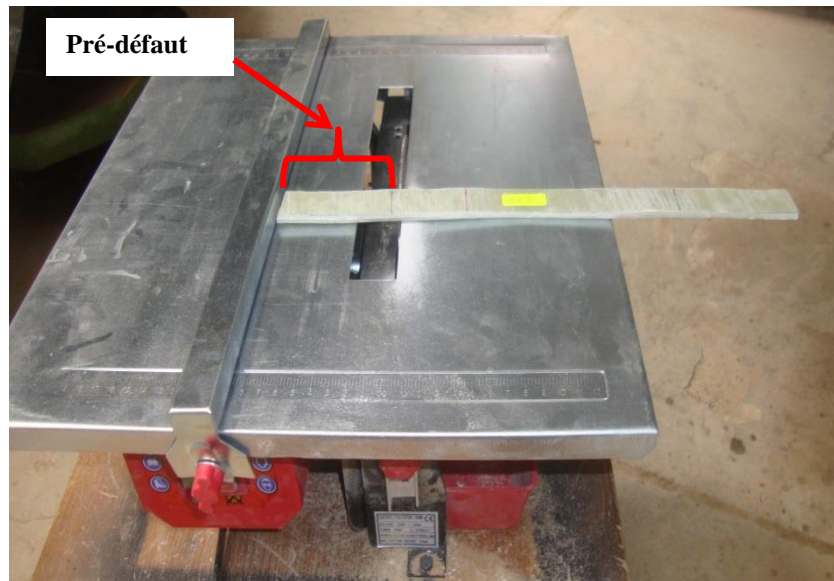


Figure III-15 : Découpage et préparation des éprouvettes DCB.

III.3.2.Moyens des essais

Les essais de traction et de délaminage ont été effectués sur une machine universelle de type INSTRON-5969 (figure III- 16) de capacité maximale 50 KN, proposant une vitesse constante de déplacement des points de charge. Pour nos essais (traction et délaminage), on a adopté une vitesse de 1 mm/min. Cette machine est constituée d'une traverse inférieure fixe et d'une traverse supérieure mobile est pilotée par un ordinateur.



Figure III-16 : Machine universelle de type INSTRON 5969.

La figure III- 17 montre la fixation des deux éprouvettes de traction (b) et de délaminage (a). Pour l'essai de traction l'éprouvette est liée directement sur les deux mors, par contre pour les essais de délaminage en mode I (DCB), un dispositif de fixation a été réalisé permettant la libre rotation de l'éprouvette pendant l'essai pour éviter des efforts supplémentaires (figure III-18). Le dispositif de fixation est constitué d'une pièce de liaison qui permet la liaison entre la machine et l'éprouvette, une charnière et une goupille (figure III-19).

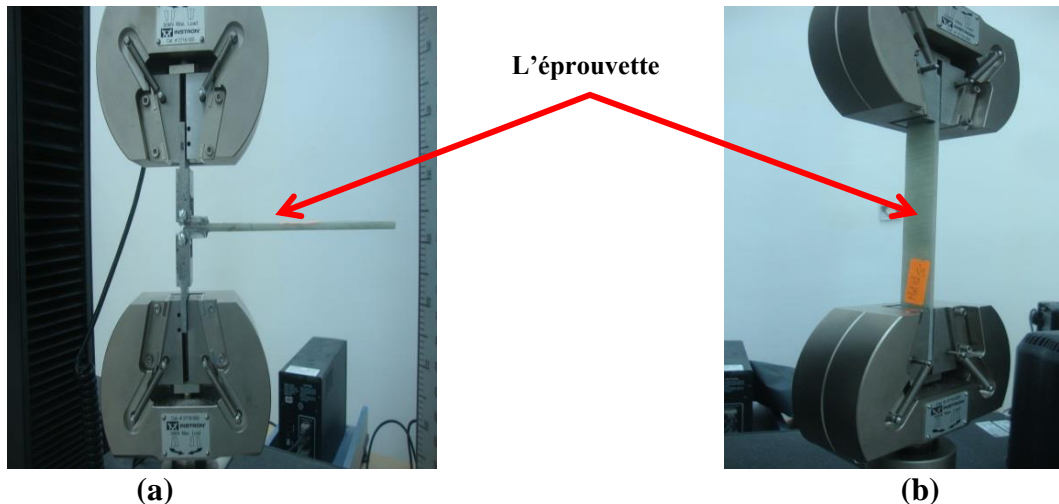


Figure III- 17 : Fixation de l'éprouvette sur la machine : (a) délaminage, (b) traction.

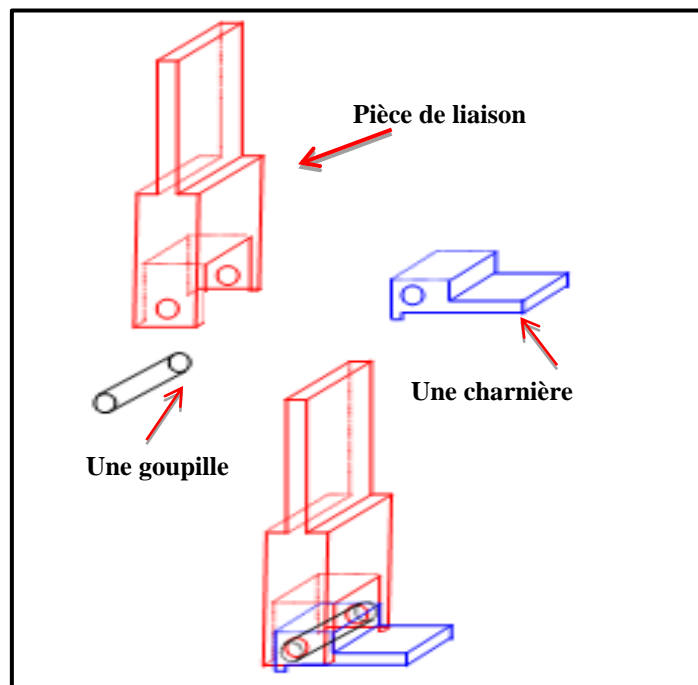


Figure III-18 : Schéma du dispositif de fixation de l'éprouvette à la machine.

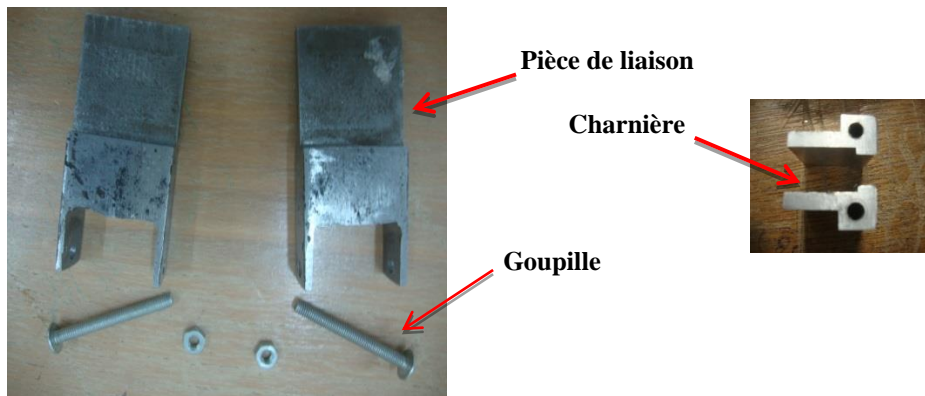


Figure III-19 : Dispositif de fixation de l'éprouvette à la machine.

La figure III-20 représente une éprouvette DCB et les deux charnières placées par collage à l'extrémité des lèvres de l'éprouvette. On note que la charge (P) pendant l'essai est transmise par les goupilles qui permettent la libre rotation des deux charnières.

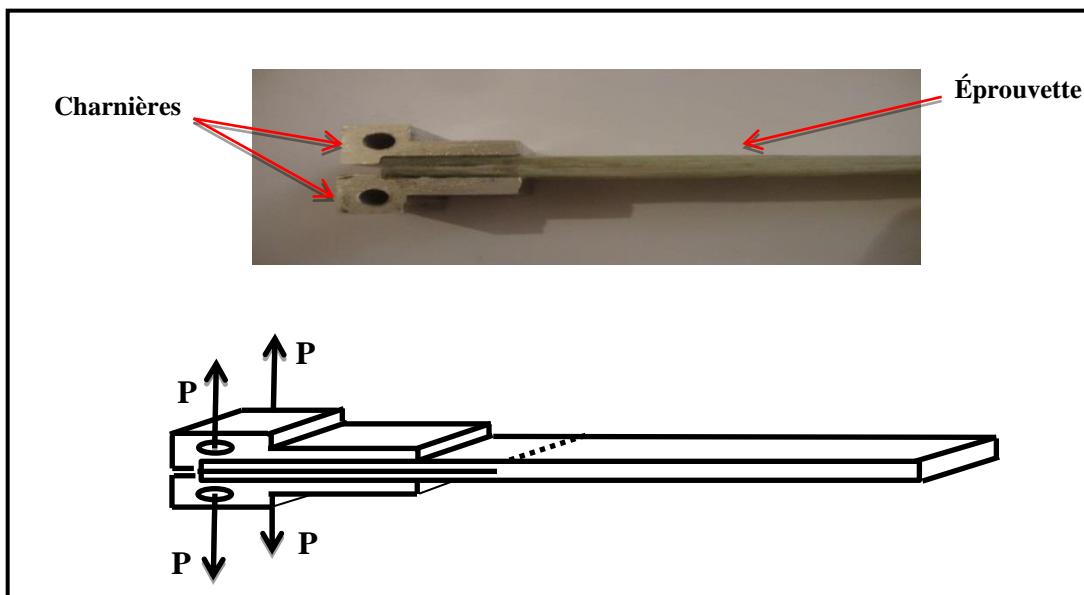
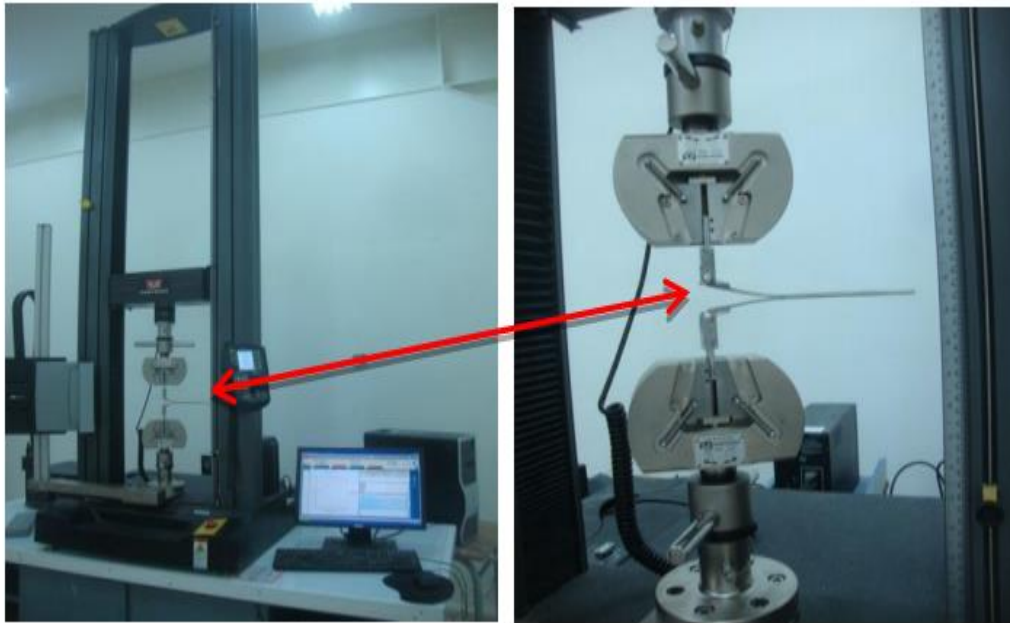


Figure III-20 : Eprouvette (DCB) avec le dispositif de fixation.

Après le collage des charnières, nous avons fixé l'éprouvette sur la machine avec la pièce de liaison (figure III-19), pour réaliser le dispositif expérimental de l'essai de délaminage (figure III-21).

Les charnières ont été montées avec soin dans les poignées de chargement de la machine pour assurer la perpendicularité de la charge à l'axe du pré-défaut (figure III-21-b).



a) Vue générale

b) Fixation de l'éprouvette type DCB

Figure III-21 : Dispositif expérimental de l'essai de délaminage.

III.4. Résultats des essais

III.4.1. Essai de traction

L'essai de traction est effectué jusqu'à la rupture de l'éprouvette (figure III- 22), quatre éprouvettes ont été préparées de chaque configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ pour cette essai.



a) L'éprouvette avant la rupture

b) L'éprouvette après la rupture

Figure III-22 : Dispositif expérimental de l'essai de traction.

Les courbes de la contrainte en fonction de la déformation sont données directement par l'ordinateur pour les deux configurations considéré $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ (figures III-23, 25).

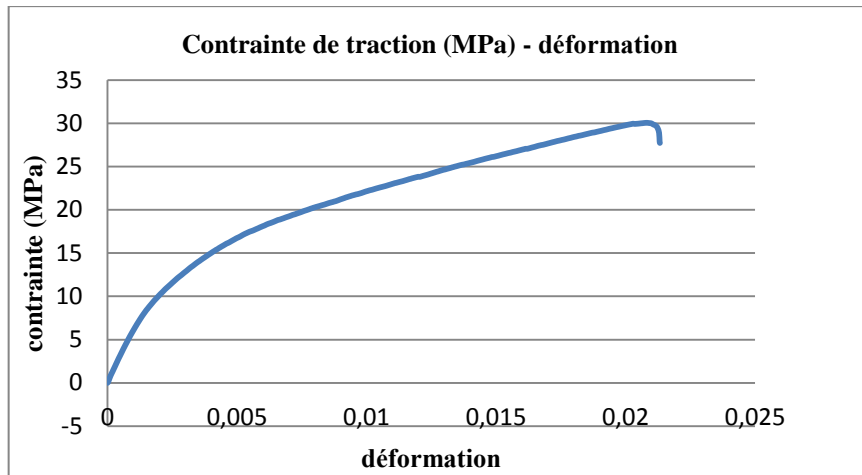


Figure III-23 : Courbe de l'essai traction de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

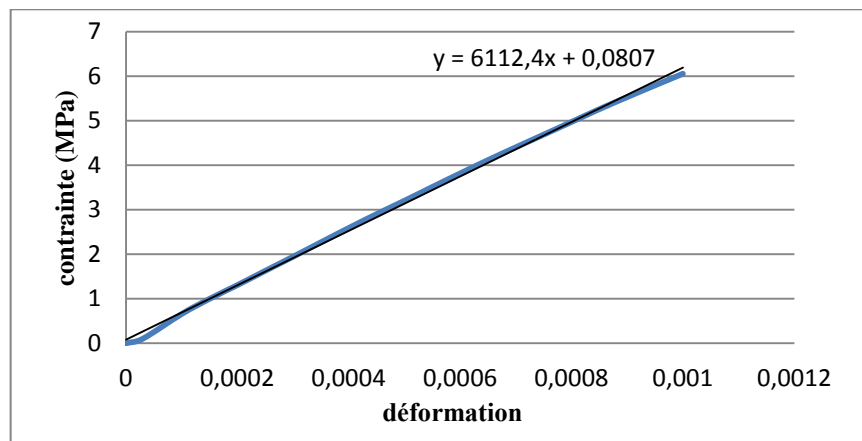


Figure III-24 : Partie linéaire de la courbe de l'essai traction de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

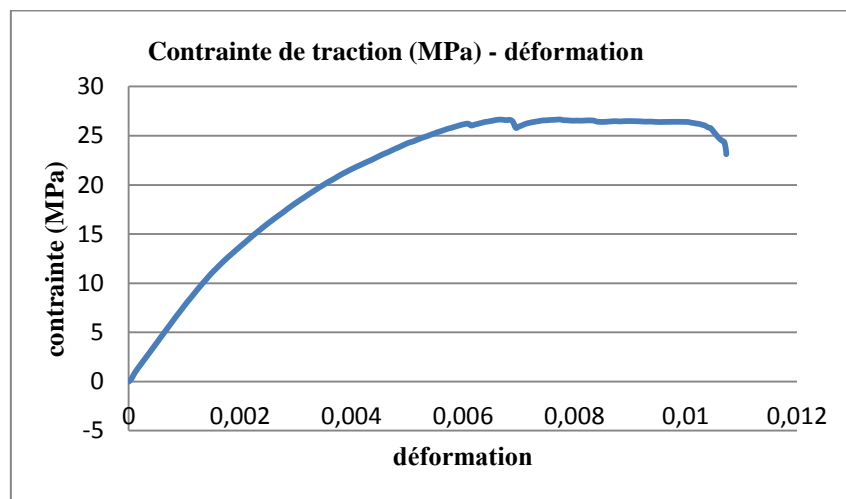


Figure III-25 : Courbe de l'essai traction de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

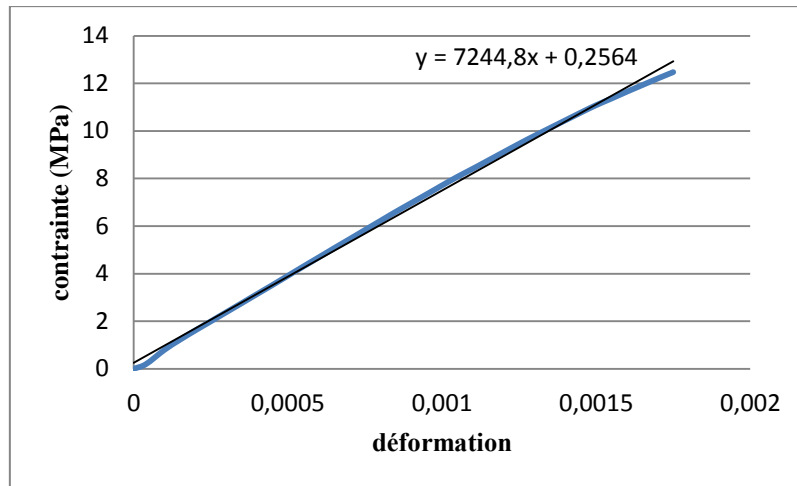


Figure III-26 : Partie linéaire de la courbe de l'essai traction de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

Les figures III-25, 26 présentent la partie linéaire des courbes contrainte – déformation, de l'essai de traction sur les éprouvettes de chaque configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$.

D'après les courbes, on peut distinguer, un comportement classique du matériau étudié constitué de trois phases : une première phase linéaire traduisant le caractère élastique, une seconde phase non linéaire traduisant l'apparition et le développement de l'endommagement et une troisième phase correspondant à la rupture du matériau.

La première partie linéaire de la courbe traduit la partie élastique, caractérisée par la linéarité de la courbe (contrainte– déformation), qui tend vers une droite d'équation $y = A.x + B$. Par analogie à la loi de Hook, nous pouvons déterminer le module de Young E qui est égale à la pente A de cette courbe (figures III-24 et III-26).

Configuration	E (MPa)	σ_{\max} (MPa)	ε_{\max} (%)
$[\pm 50^\circ]$	6112,4	30,0231	2,03
$[\pm 60^\circ]$	7244,8	26,1092	1,03

Tableau III-3: Résultats essais de traction pour les deux configurations considéré $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$.

III.4.2.Essai de délaminage DCB

Pour les essais d'ouverture en mode I ou délaminage qui sont effectués sur la même machine, quatre éprouvettes ont été préparées de chaque configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ avec les différents pré-défauts. La figure III-27 représente des éprouvettes DCB avec différentes

longueur de pré-défaut préparée pour l'essai de délaminage. La longueur de pré-défaut varie de 30 à 74 mm.



Figure III-27 : Éprouvettes DCB avec les différents pré-défauts.

La caractérisation du délaminage d'éprouvette en matériau composites nécessite la détermination de la charge d'ouverture (P) et le déplacement (δ) de la lèvre de l'éprouvette (figure III-28).

La machine d'essai utilisée possède la traverse inférieure fixe et le traverse supérieure mobile, donc le déplacement (δ) d'une lèvre sera la moitié du déplacement enregistré.

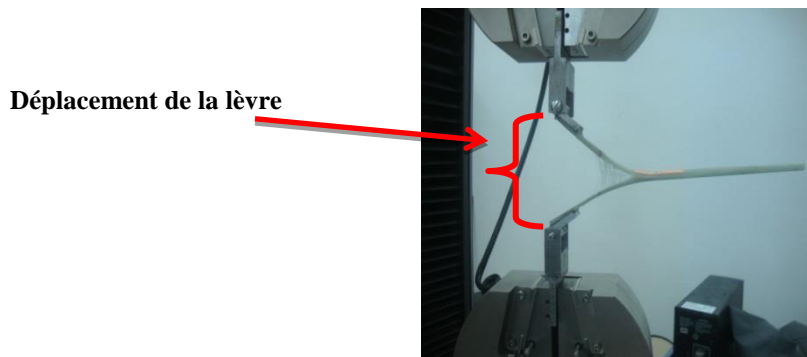


Figure III-28 : Essai d'ouverture en mode I (délaminage) sur une éprouvette DCB.

Les essais de délaminage permettent de tracer les courbes de la charge (P) en fonction du déplacement des lèvres (δ) de chaque configuration considérée [$\pm 50^\circ$] et [$\pm 60^\circ$] et pour chaque pré-défaut. .

Les figures (III-29, 30, 31 et 32) présentent les courbes relatives à la configuration [$\pm 50^\circ$], tandis que les figures (III-33, 34, 35 et 36) correspondent à la configuration [$\pm 60^\circ$] pour les différents pré-défauts.

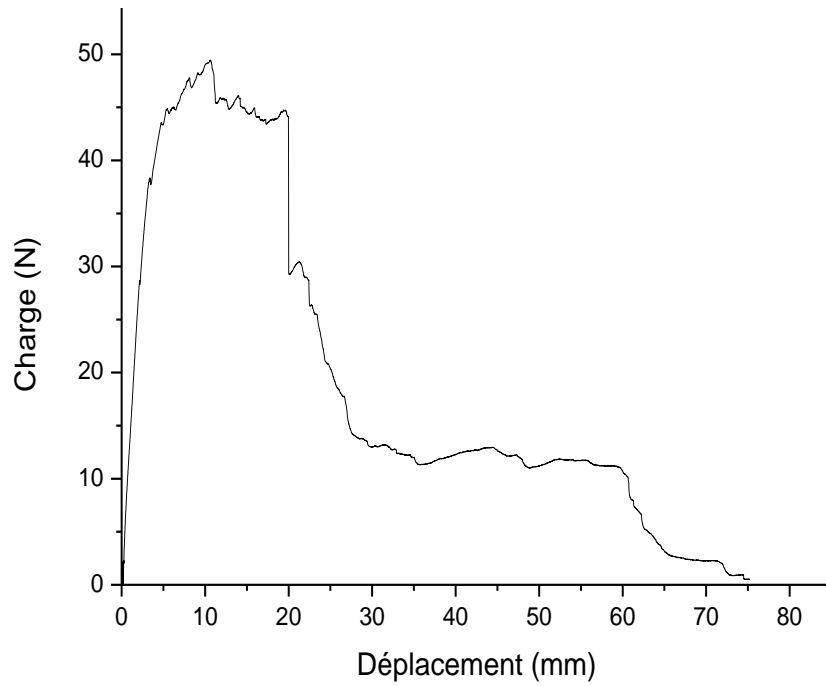


Figure III-29 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=33$ mm).

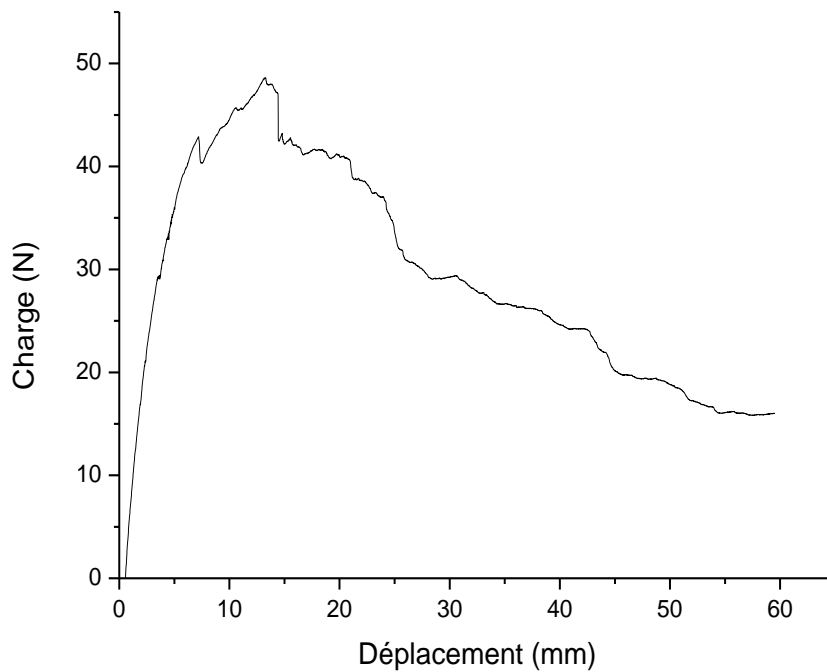


Figure III-30 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=37$ mm).

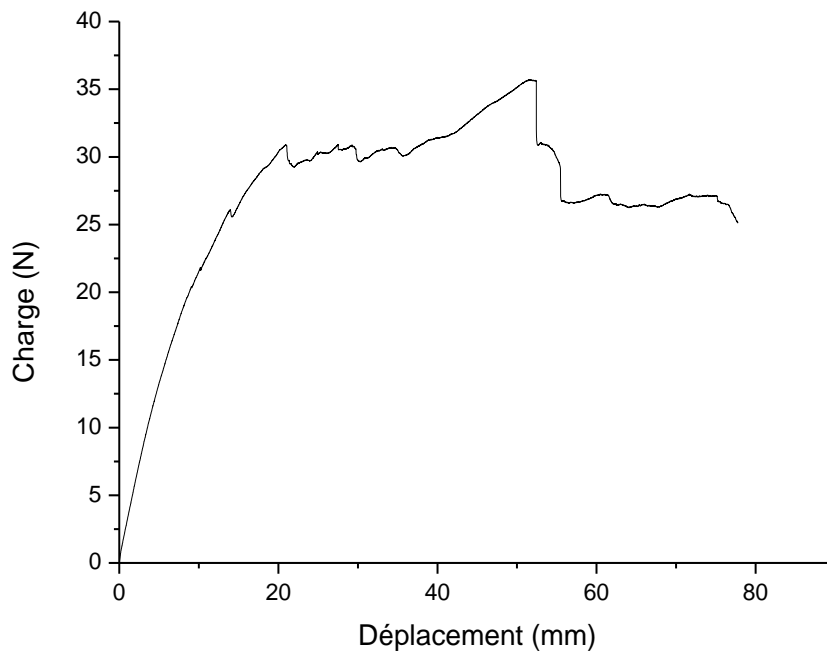


Figure III-31 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=59$ mm).

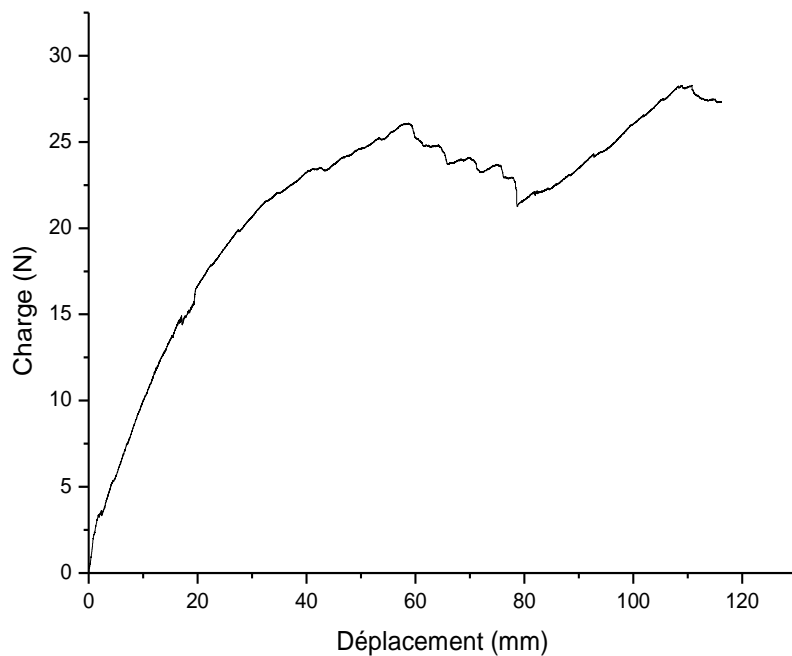


Figure III-32 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 50^\circ]$ ($a_0=70$ mm).

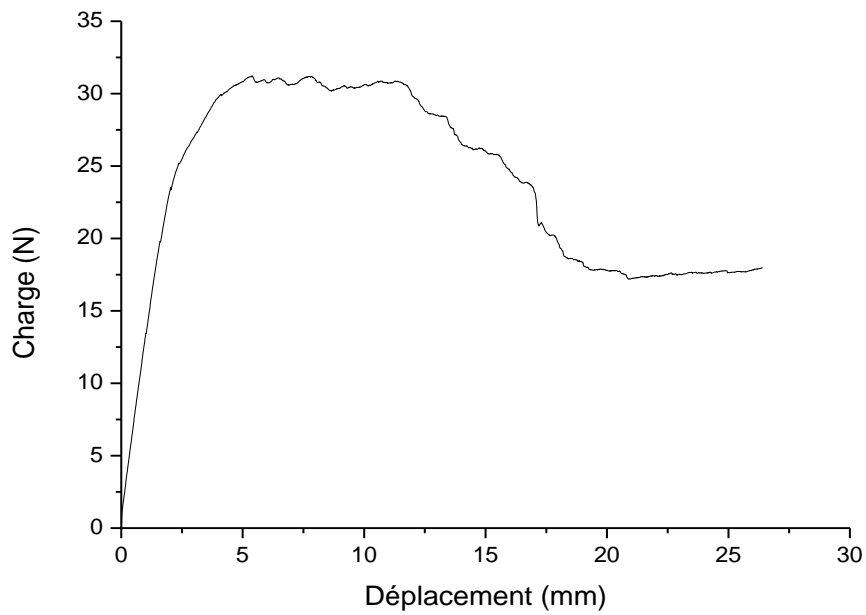


Figure III-33 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0 = 33$ mm).

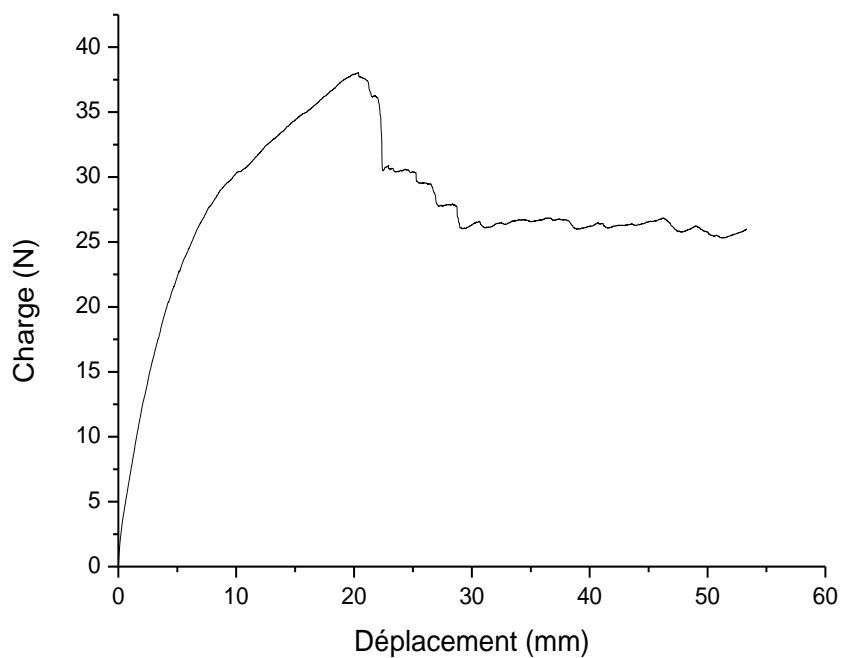


Figure III-34 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0 = 40$ mm).

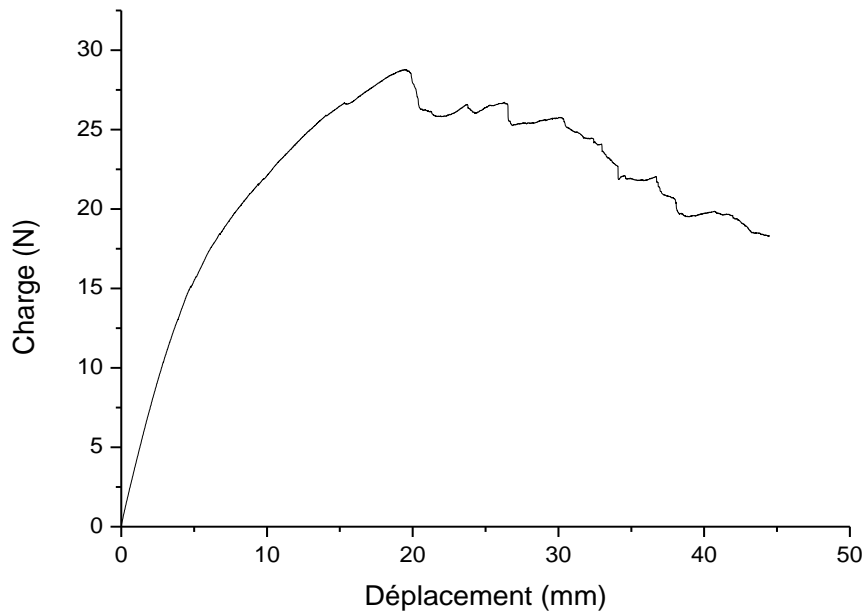


Figure III-35 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=50$ mm).

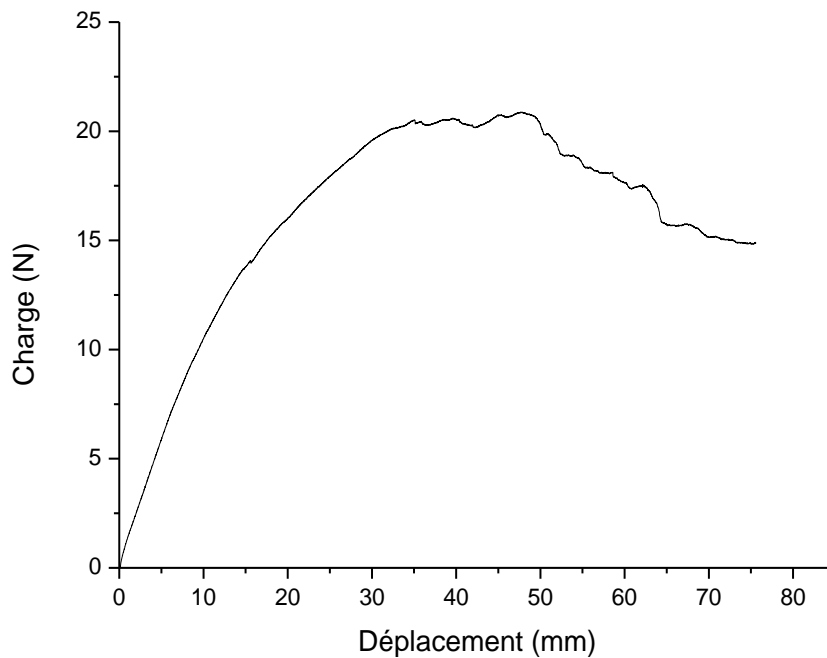


Figure III-36 : Courbe charge-déplacement (P - δ) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=74$ mm).

L'analyse de ses courbes montre qu'elles enregistrent toutes la même allure avec trois parties bien distinctes différenciées par un changement de l'allure.

Par exemple l'observation de la courbe de la figure III-37 de l'essai de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec pré-défaut ($a_0=33$ mm) montre ces trois parties.

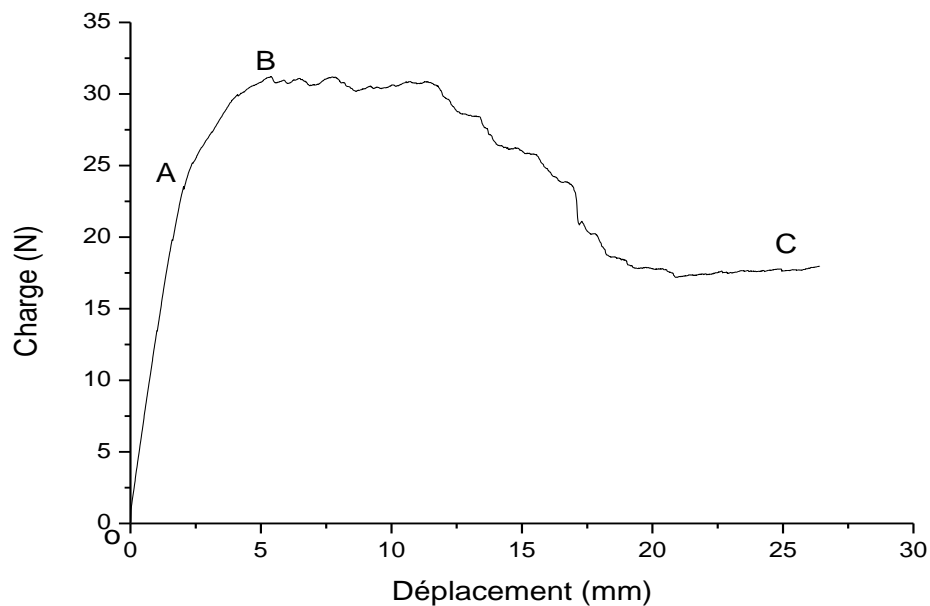


Figure III-37 : Les parties de la Courbe charge-déplacement ($P - \delta$) de l'essai de délaminage configuration $[\pm 60^\circ]$ ($a_0=33$ mm).

1^{ère} partie (OA):

C'est la partie linéaire de la courbe. Ce phénomène est dû au fait que toutes les déformations produites sont élastique. Néanmoins on constate parfois des pics. Ils sont dus probablement à la positionnement de l'éprouvette qui n'est pas parfois n'est perpendiculaire par rapport aux mors.

2^{ème} partie (AB):

Le début de cette partie est caractérisé de la fin de la linéarité de la courbe (charge – déplacement) qui présente un comportement faiblement linéaire jusqu'à une charge maximale. Le début (point A) correspond donc à l'amorçage.

3^{ème} partie (BC):

Le début de cette partie est caractérisé par une chute franche de la charge. C'est l'amorçage qui déclenche le processus de délaminage dans l'éprouvette. Les courbes montrent une augmentation de la charge après l'amorçage suivi d'un relâchement continu jusqu'à la rupture. Cette augmentation de la charge après l'amorçage traduit la gamme de la résistance au délaminage de l'éprouvette.

Plusieurs travaux sur le délaminage dans les matériaux composites s'accordent sur l'allure de la courbe charge-déplacement et la présence des trois parties [1-3-5]. Ils donnent des explications plus ou moins similaires. Ils s'accordent que dans la première partie, la force augmente de façon linéaire avec le déplacement imposé jusqu'à l'amorçage du délaminage. Au début de la propagation de la fissure, l'augmentation de la charge a été observée, suivi d'une étape où la charge reste quasi stable. Ces phénomènes peuvent être associés à la création de ponts de fibres, durant cette phase la résistance à la fissuration devrait augmenter. Par la suite, la propagation du délaminage se traduit par une décroissance de l'effort en fonction de la croissance de la fissure. Les courbes de cette partie relativement lisse représentent la propagation stable de la fissure. Tandis que la chute de l'effort indique une propagation de la fissure instable provoquée éventuellement par la rupture des ponts de fibres. Durant les essais, la croissance de la fissure reste relativement stable.

En plus l'observation des courbes (figure.III-30, 31 et 32), montre qu'elles présentent une deuxième augmentation de la charge après la chute, conduisant à une charge maximale. Ceci est probablement dû à une accumulation de la résine au cours de la mise en œuvre des tubes.

III.4.2.1. Calcul du taux de restitution d'énergie (G_{IC})

A partir des résultats expérimentaux, la résistance au délaminage est évaluée par le taux de restitution d'énergie critique (G_{IC}) correspondant à l'amorçage de la fissure. Sa valeur expérimentale peut être déterminée par la méthode de compliance expérimentale mentionnée dans la norme ASTM D5528 [37]. Cette méthode présentée dans le chapitre II, utilise directement les trois paramètres, la longueur du pré-défaut (a_0), le déplacement (δ), et la charge critique (P_C). La loi de compliance a été établie en utilisant la méthode de Berry [46].

La charge d'amorçage (P_C) correspond à la fin de la première partie linéaire de courbe charge-déplacement. Cette charge (P_C) et le déplacement (δ) correspondant à différentes valeurs de pré-défaut permettent de tracer en échelle logarithmique la courbe de la compliance

(C) en fonction de la longueur du pré-défaut (a_0) (figure III-38, 39) pour déterminer les caractéristiques intrinsèques du matériau (n) et (h).

Ces courbes étant des droites d'équation [3] :

$$\log(C) = n \cdot \log(a) - \log(h) \quad (\text{éq.III-3})$$

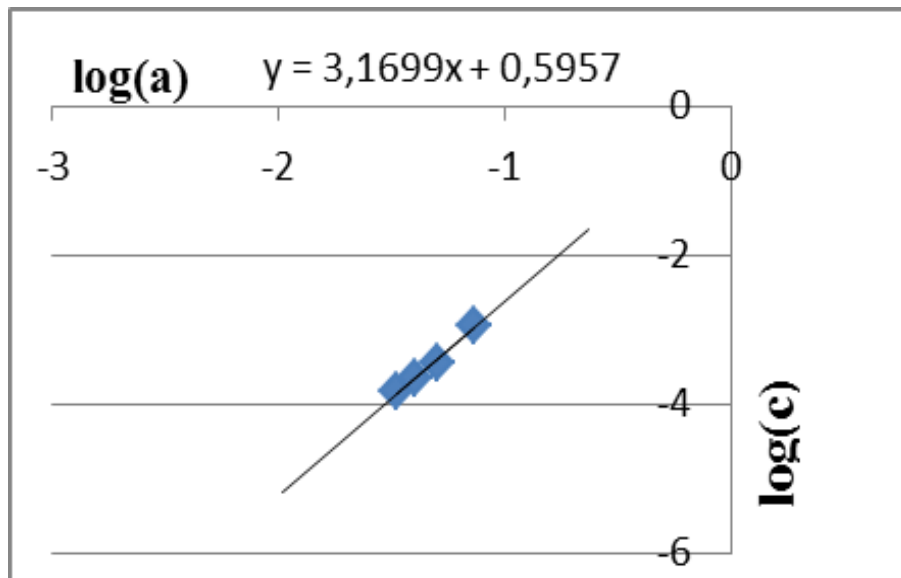


Figure III-38 : Détermination des paramètres n et h de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

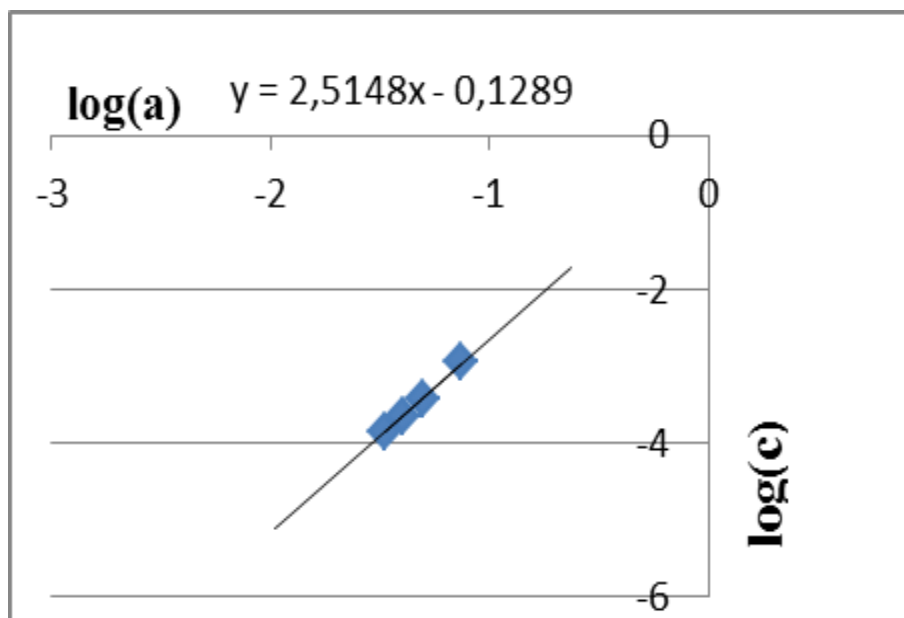


Figure III-39 : Détermination des paramètres n et h de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

La détermination des caractéristiques intrinsèques du matériau (n) et (h) permet de calculer la valeur de (G_{IC}) selon l'équation II-11.

Les résultats du calcul sont représentés dans les tableaux ci-dessous.

a_0 (mm)	P_c (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	37,474	3,16035	0,084335	227,52959
37	31,761	4,10029	0,1291	223,14645
59	21,676	10,141	0,46784	236,21158
70	14,411	16,1698	1,122053	211,05078
G_{IC} moyenne (J/m²)				222,23
Écart type				10,36
C_V				0,046
n				3,17
h				0,2540

Tableau III-4 : Résultats du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$].

a_0 (mm)	P_c (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	24,346	3,5362	0,145245	130,96684
40	22,798	5,1664	0,226614	147,82022
50	18,445	6,7772	0,367437	125,50207
74	14,052	15,5824	1,108933	148,53719
G_{IC} moyenne (J/m²)				138,20
Écart type				11,73
C_V				0,084
n				2,51
h				1,31

Tableau III-5: Résultats du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 60^\circ$].

Après l'observation et l'analyse des résultats des tableaux III-4, III-5, nous constatons que les valeurs du taux de restitution d'énergie G_{IC} de chaque configuration restent constantes malgré la variation de la longueur du pré-défaut. Cela indique que la résistance à l'amorçage du délaminage est une caractéristique intrinsèque du matériau et ne dépend pas de la valeur du pré-défaut.

D'autre part, on a constaté que la valeur de G_{IC} de la configuration $[\pm 50^\circ]$ est supérieure à celle de la configuration $[\pm 60^\circ]$. Cela montre l'influence de l'orientation des fibres dans les différents plis et l'emplacement du pré-défaut par rapport aux différents plis sur la résistance à l'amorçage de la fissure.

Cette influence est bien signalée dans les travaux de Lachaud F [19] qui a étudié l'influence de l'orientation des fibres autour du délaminage en mode I ainsi que dans les travaux de Gong X.J, Hurez A [5] l'orientation des plis adjacents au plan de la fissure a une influence significative sur la résistance au délaminage en mode I pur (correspondant à l'initiation de la propagation de la fissure) G_{IC} .

III.4.3. Résultats des courbes R

Les courbes R décrivent l'évolution de la résistance au délaminage en fonction de l'accroissement de la fissure après le point d'amorçage du délaminage. Nous présentons dans la suite, l'évolution de la valeur de l'énergie de propagation (G_{IP}) en fonction de la longueur de la fissure qui donne les courbes R de chaque configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$.

Pour tracer les courbes de propagation (les courbes R), on détermine les valeurs de l'énergie de propagation (G_{IP}). Suivant la méthode décrite au chapitre II.

Premièrement, on a choisi des points après l'état d'amorçage sur les courbes des essais de délaminage. Ces points contiennent les coordonnées de la charge (P) et le déplacement (δ). Ceci nous permet de calculer les valeurs de la longueur effective (a_p) et la compliance correspondante (C_p) avec la formule II-18.

Le calcul des valeurs de l'énergie de propagation (G_{IP}) selon la formule II-19 permet de tracer les courbes R de chaque configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ (figure III-40 et III-41).

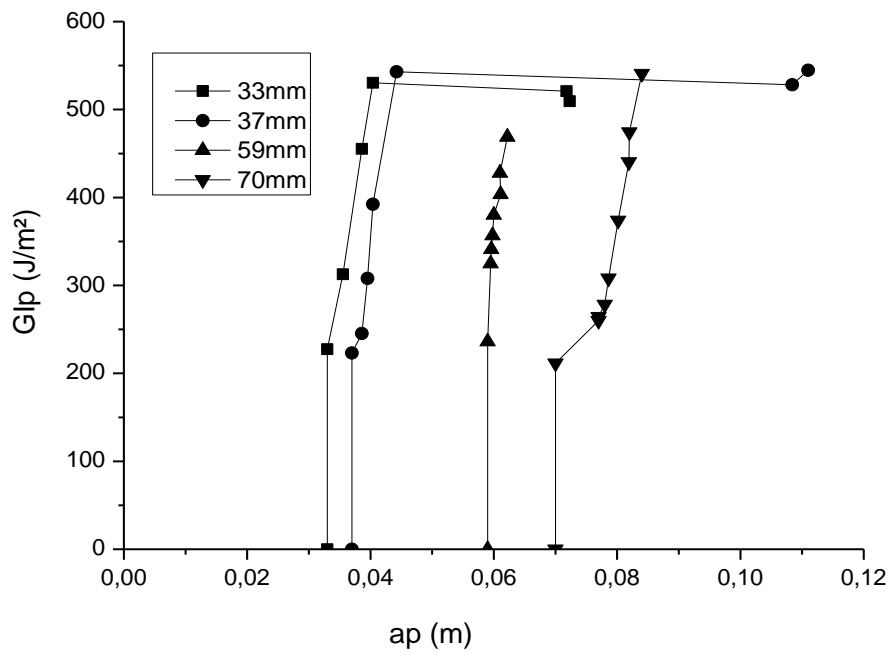


Figure III-40 : Courbes R de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

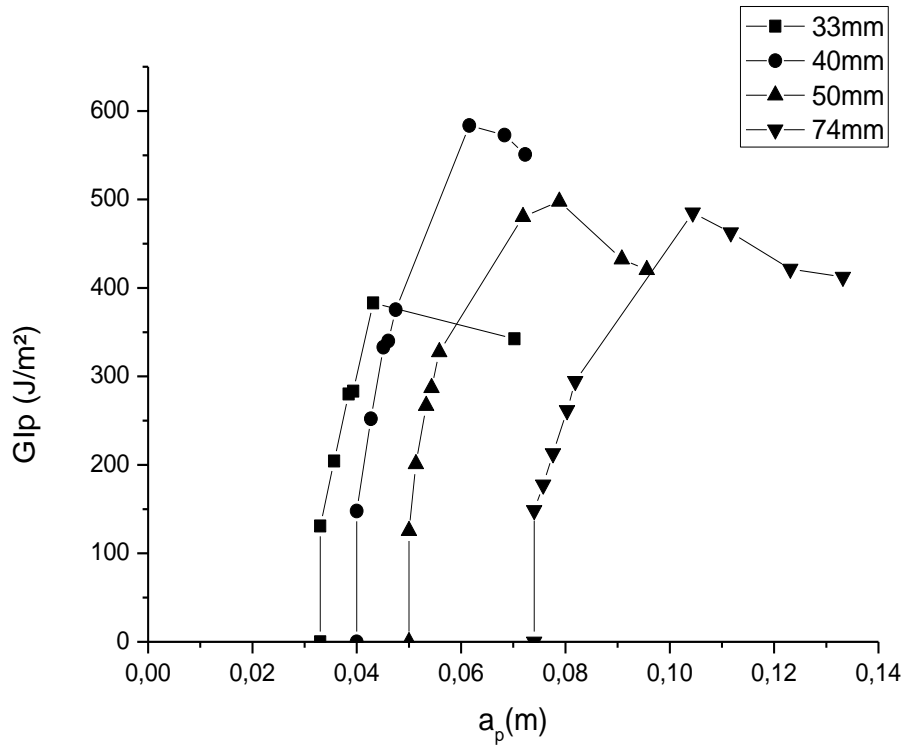


Figure III-41 : Courbes R de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

Les figures (III-40, III-41) montrent qu'un type de comportement résistance à la rupture est communément trouvé pour le matériau composite stratifié étudié.

Les résultats des courbes R (figure III-40 et III-41) permettent de déduire un type général de courbe R qui se caractérise par une augmentation l'énergie de propagation (G_{IP}) suivie par une transition progressive vers un plateau final.

A travers ces courbes on peut constater que malgré la différence de longueur du pré-défaut initial, l'évolution des courbes R pour les deux configurations suivent la même allure.

Gong X.J, Hurez A [5] a montré que l'allure de la courbe R dépend non seulement de l'orientation des fibres adjacents, mais aussi de la différence d'orientation des deux plis adjacents.

A travers les courbes R des figures III-40 et III-41, on constate que la ténacité dans les différents types des éprouvettes a augmenté après l'amorçage de la fissure. Cette augmentation de la ténacité traduit la bonne résistance au délaminage pour les deux configurations considérées.

Des travaux similaires ont signalé la dépendance de l'allure des courbes R vis-à-vis de l'orientation et la séquence des empilements ainsi que l'orientation des plis adjacents [5-44-47-48].

Gong X.J, Hurez A [5] signalent aussi que la vitesse de l'augmentation ainsi que la valeur stable du plateau de la courbe R, dépendent non seulement de l'orientation des fibres adjacents, mais aussi de la différence d'orientation des deux plis adjacents. Ceci apparaît clairement dans les résultats des courbes R (figures III-40 et III-41) concernant la vitesse de l'augmentation ainsi que la valeur stable au plateau.

La comparaison entre les courbes R de la configuration $[\pm 50^\circ]$ et $[\pm 60^\circ]$ pour le pré-défaut $a_0 = 33$ mm (figure III-42) a montré que la ténacité dans ses deux configurations augmente après l'amorçage de la fissure et permettent de déduire un type de courbe R qui se caractérise par une augmentation l'énergie de propagation (G_{IP}) suivie par une transition progressive vers un plateau final. On remarque aussi que l'augmentation de la résistance à la propagation de la fissure de la configuration $[\pm 50^\circ]$ est supérieure à celle de la configuration $[\pm 60^\circ]$. Cela apparaît dans la valeur maximale de l'énergie de propagation (G_{IP}) de la configuration $[\pm 50^\circ]$ qui est au voisinage de 550 (J/m²) et de la configuration $[\pm 60^\circ]$ au voisinage de 400 (J/m²). Cela montre l'influence de l'orientation des fibres dans les différents plis sur la résistance à la propagation de la fissure et de l'orientation de l'interface du pré-défaut.

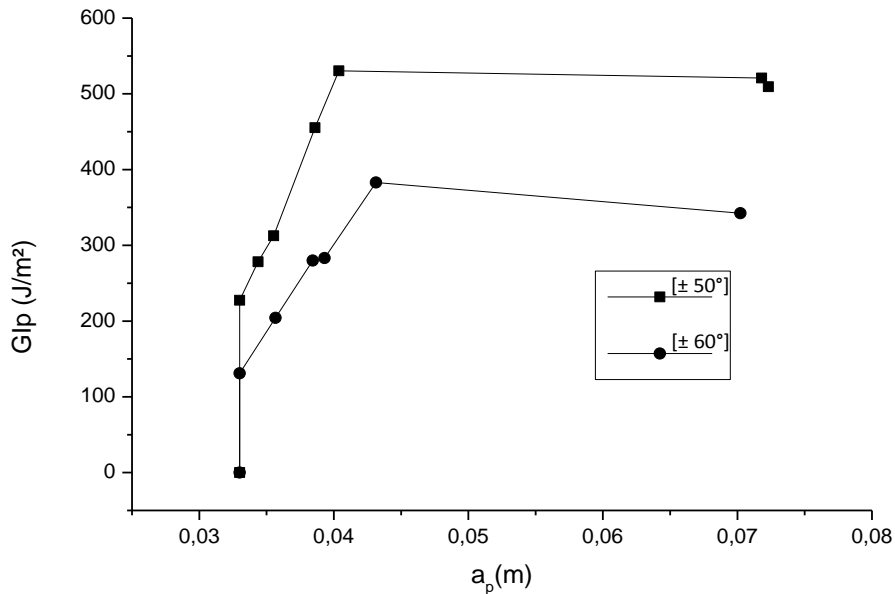


Figure III-42 : Courbes R de la configuration [± 50°] et [± 60°] avec pré-défaut $a_0 = 33$ mm.

Les résultats obtenus nous permettent de conclure que les courbes R de résistance à la propagation de la fissure mesurée peut donc être considérées comme une propriété des éprouvettes DCB fabriquer en matériaux composites.

III.5.Observations microscopiques

Les observations à l'aide d'un microscope optique (figure III-43) ont permis de vérifier l'état de propagation de la fissure dans l'éprouvette de l'essai DCB et la surface de rupture dans point d'amorçage pour chaque configuration considérées.



Figure III-43 : Microscope optique.

Les résultats de l'observation microscopique de la propagation de la fissure (figure III-44, III-45) montrent le chemin de la propagation de la fissure dans l'éprouvette DCB.

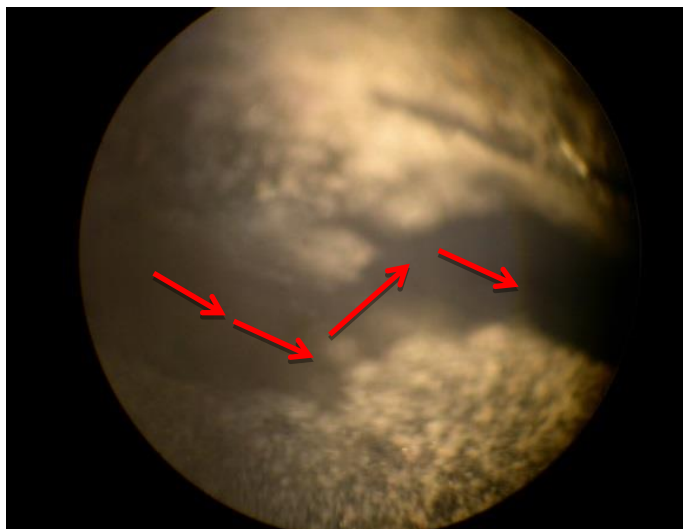


Figure III-44 : Propagation de la fissure dans l'éprouvette DCB configuration $[\pm 50^\circ]$ image microscopique (x100).

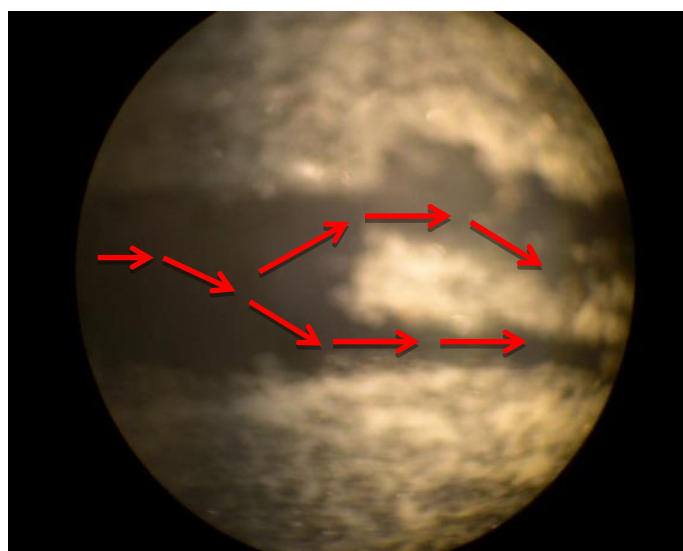


Figure III-45 : Propagation de la fissure dans l'éprouvette DCB configuration $[\pm 60^\circ]$ image microscopique (x100).

Il est à noter que cette propagation ne reste pas toujours de la même direction de la fissure initiale.

La suite de l'observation microscopique du point d'amorçage montre un déchaussement des fibres dans ce point après l'amorçage (figure III-46).

Un travail sur l'analyse de délaminage en mode I Gilchrist M. D [49] montré que le chargement à mode I est associé à une grande quantité d'arrachement de fibres sur la surface de rupture.

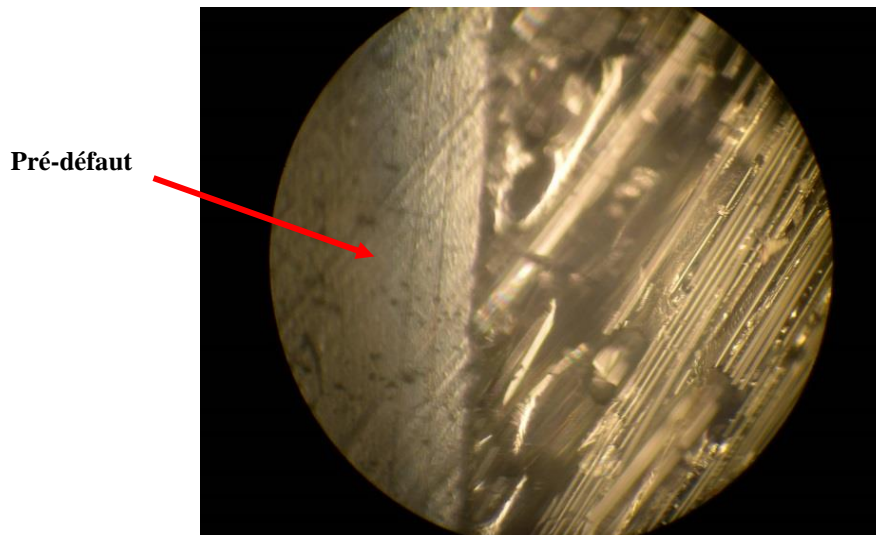


Figure III-46 : Point d'amorçage image microscopique (x100).

Chapitre IV

Etude numérique et analyse des résultats

Dans ce chapitre, une approche numérique de l'étude du délaminage des éprouvettes DCB a été menée en utilisant le code d'éléments finis ABAQUS. Il s'agit d'établir un modèle numérique basé sur des éléments cubiques permettant de déterminer le taux de restitution d'énergie G_{IC} . Dans un premier temps une description du logiciel ABAQUS est présentée. Ensuite on présente le modèle numérique qui traite le phénomène du délaminage dans les éprouvettes DCB. Enfin, les résultats numériques trouvées sont analysées.

Sommaire

IV.1.Description du logiciel.....	94
IV.1.1.A propos d'ABAQUS.....	94
IV.1.2.Système d'unités.....	96
IV.1.3.Phases de mises en données.....	97
IV.1.4.Caractéristiques des éléments.....	97
IV.2.Procédure de modélisation numérique du problème du délaminage.....	99
IV.2.1.Modèle géométrique de l'éprouvette.....	100
IV.2.2.Propriétés du matériau utilisé.....	100
IV.2.3.Les conditions aux limites et les chargements.....	101
IV.2.4.Maillage de la structure.....	102
IV.2.4.1.L'élément C3D8R.....	103
IV.2.4.2.L'élément C3D20R.....	103
IV.3.Les résultats numériques.....	104
IV.3.1.Calcul de l'énergie critique (G_{IC}) et la compliance (C).....	104
IV.3.2.Analyse des résultats numériques.....	111

IV.1. Description du logiciel

IV.1.1. A propos d'ABAQUS

Fondé en 1978, ABAQUS, est l'un des premiers fournisseurs mondiaux de logiciels et services pour l'analyse par éléments finis. La gamme de logiciels d'ABAQUS est particulièrement réputée pour sa technologie, sa qualité et sa fiabilité. Elle s'est imposée comme partie intégrante des processus de conception de sociétés de renommées mondiale dans tous les secteurs industriels. ABAQUS offre les meilleures solutions pour des problèmes linéaires, non linéaires, explicites et dynamiques. Le logiciel fournit un environnement inégalé pour l'analyse par éléments finis, proposant un grand nombre d'alternatives aux opérations impliquant des fournisseurs et des produits multiples. ABAQUS, c'est une structure de plus de 350 personnes, 24 agences implantées dans le monde et un réseau de distributeurs sur les marchés émergents [50].

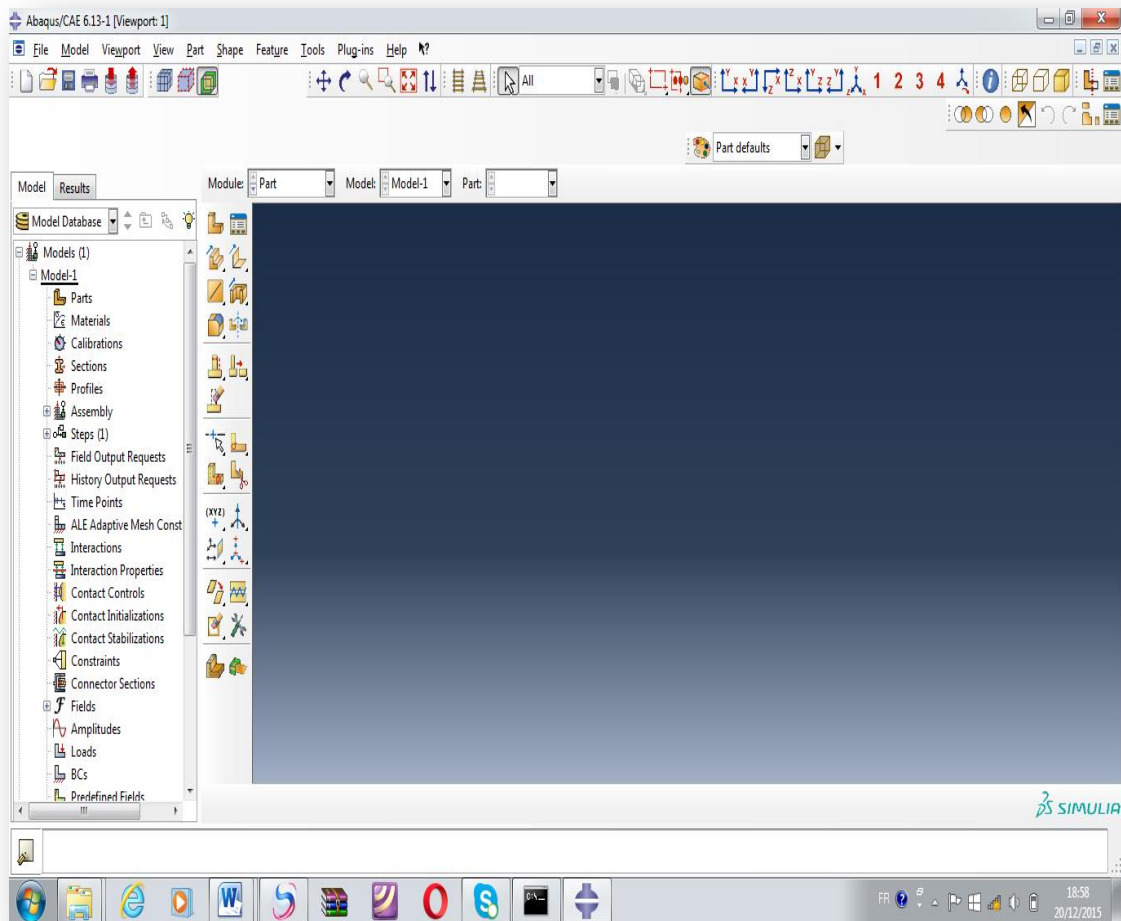


Figure IV-1: la fenêtre de logiciel « ABAQUS 6.13-1 ».

Le code « ABAQUS » se compose de trois produits : ABAQUS/Standard, ABAQUS/Explicit et ABAQUS/CAE. Chaque Composante est destinée à l'un des domaines d'ingénierie, et son choix met automatiquement à la disposition de l'utilisateur les processus adéquats (type d'élément, conditions aux limites, tracées,...etc.).

Le logiciel ABAQUS ou ABAQUS CAE est divisé en neuf unités fonctionnelles indépendantes les unes des autres appelées modules. Chaque module contient les outils qui sont propres à une partie de la tâche de modélisation.

La réalisation complète d'un jeu de données s'effectue après un passage successif dans ces modules :

- **Le module « PART » :**

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

- **Le module « PROPERTY » :**

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

- **Le module « ASSEMBLY » :**

Ce module permet d'assembler les différents objets géométriques créés dans un même repère de coordonnées global. Un modèle ABAQUS contient un seul assemblage.

- **Le module « STEP » :**

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

- **Le module « INTERACTION » :**

Grâce à ce module, il est possible de spécifier toutes les interactions entre les différentes régions et parties du modèle, qu'elles soient mécaniques, thermiques ou autres. Il faut savoir

qu'ABAQUS ne prend en compte que les interactions explicitement définies, la proximité géométrique n'étant pas suffisante.

- **Le module « LOAD » :**

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

- **Le module « MESH » :**

Ce module « Mesh » contient tous les outils nécessaires pour générer un maillage d'éléments finis sur un assemblage.

- **Le module « JOB » :**

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

- **Le module « VISUALIZATION » :**

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

- **Le module « SKETCH » :**

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

IV.1.2. Système d'unités

Comme dans beaucoup de logiciels, il n'y a pas de système d'unités fixé. C'est à l'utilisateur de se définir son propre système [51].

Le tableau IV-1 montre les systèmes d'unités qui peuvent être utilisés dans l'analyse mécanique des structures avec le logiciel ABAQUS.

Quantité	SI	SI (mm)	SI	US Unit (ft)
Longueur	M	mm	M	Ft
Force	N	N	KN	Lbf
Masse	Kg	Tonne	Tonne	Stug
Temps	s	s	s	s
Pression	Pa	MPa	KPa	Lbf/ft ²
Énergie	J	mJ	KJ	ft/bf
Densité	Kg/m ³	Tonne/mm ³	Tonne/m ³	stug/ft ³

Tableau IV-1 : Système d'unités utilisé [51].

L'entrée de la donnée géométrique et matérielle doit respecter un système d'unité cohérent pour pouvoir analyser les résultats numériques obtenus. Dans notre cas, on a choisit le système d'unité suivant :

- longueur : mm
- temps : s
- force : N
- contrainte : MPa

IV.1.3. Phases de mises en données

Pour les applications courantes, on peut distinguer quatre phases dans la mise en données :

- Phase 1 : Génération du maillage (nœuds, éléments)
- Phase 2 : Propriétés des matériaux (mécanique, physique, thermique)
- Phase 3 : Conditions aux limites
- Phase 4 : Etape de calcul (chargement, définition des résultats).

IV.1.4. Caractéristiques des éléments

ABAQUS offre une vaste gamme d'éléments pour différentes géométries et types d'analyse. L'élément est caractérisé par cinq aspects caractérisant son comportement:

- Famille : Continuum, Shell, Membrane, rigide, Beam, etc.

- Nombre de degrés de liberté (directement liés à la famille de l'élément) : Il dépend du domaine de l'analyse (déplacement, rotation, température, etc.) et l'ordre de la modélisation spatiale (1D, 2D et 3D).
- Nombre de nœuds : Il dépend de la forme de l'élément et son ordre d'interpolation.
- Formulation : Applicable à certaines des familles d'éléments
- Intégration : Réduit et l'intégration complète.

Chaque élément dans ABAQUS a un nom unique, comme T2D2, S4R, C3D8I ou C3D8R. Le nom de l'élément identifie chacun des cinq aspects d'un élément.

La figure IV-2 montre les familles d'éléments qui sont utilisés le plus souvent dans l'analyse mécanique des structures.

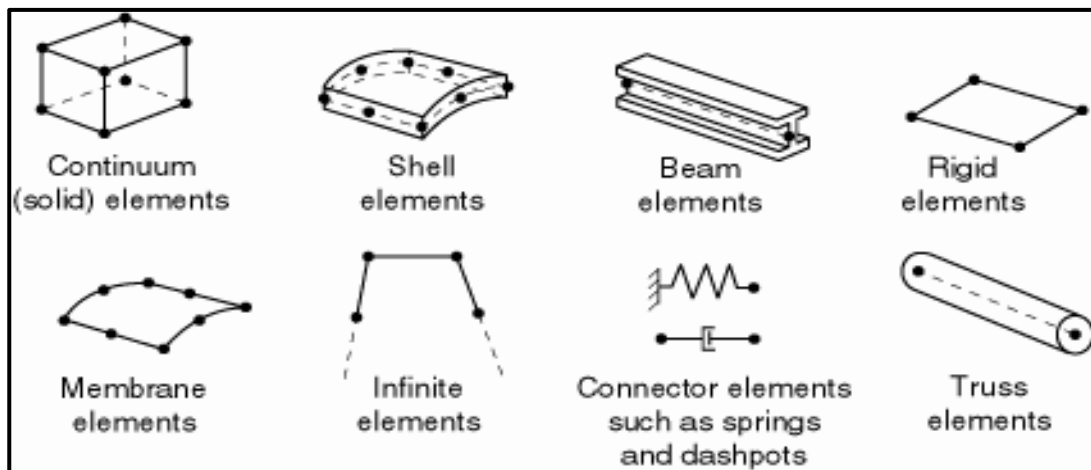


Figure IV-2 : Les familles d'éléments.

La première lettre ou les lettres du nom d'un élément indiquent à quelle famille appartient l'élément. Par exemple, S4R est un élément de coque, CINPE4 est un élément infini et C3D8I est un élément continu.

- **Nombre de nœuds et l'ordre d'interpolation** : Les déplacements ou d'autres degrés de liberté sont calculés aux nœuds de l'élément. À tout autre endroit dans l'élément, les déplacements sont obtenus par interpolation des déplacements nodaux. Habituellement, la commande d'interpolation est déterminée par le nombre de nœuds utilisés dans l'élément.
 - Les éléments qui ont des nœuds uniquement au niveau de leurs coins, tels que la brique 8-noeud représentée sur la figure IV-3 (a) utilisant une interpolation linéaire

dans chaque direction et sont souvent appelés des éléments linéaires ou des éléments de premier ordre.

- Dans ABAQUS standard les éléments avec des nœuds de la section centrale, tels que la brique 20-nœud montre la figure IV-3 (b), utilisant l'interpolation quadratique et sont souvent appelés éléments quadratiques ou des éléments de deuxième ordre.
- Les éléments triangulaires modifiés ou tétraèdres avec des nœuds de la section centrale, comme le tétraèdre 10-nœud montre dans la figure IV-3 (c), utilisant une interpolation modifiée second ordre et sont souvent appelés éléments modifiés ou modifiés éléments de deuxième ordre.

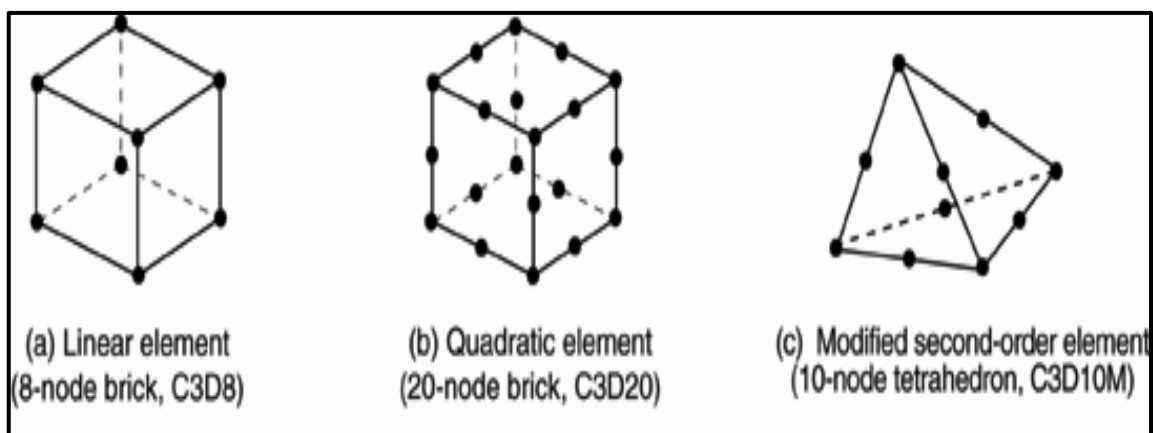


Figure IV-3 : Brique linéaire, brique quadratique, et éléments. Tétraédriques modifiés.

En règle générale, le nombre de nœuds dans un élément est clairement identifié dans son nom. L'élément de brique à 8-nœuds est appelé C3D8, et l'élément de coque 4-nœud est appelé S4R.

IV.2.Procédure de modélisation numérique du problème du délaminage

Cette étude numérique vise à maîtriser la modélisation par éléments finis de l'amorçage et la propagation du délaminage dans les structures composites stratifiées. Pour étudier le phénomène de délaminage, les éprouvettes de type DCB sont soumises numériquement à l'aide du logiciel ABAQUS à l'essai d'ouverture en mode I. L'éprouvette étant encastree à l'extrémité sans pré-défaut et soumise à deux chargements opposés à l'extrémité avec le pré-défaut.

IV.2.1. Modèle géométrique de l'éprouvette

Puisque le logiciel ABAQUS permet de créer tous les objets géométriques nécessaires à notre problème, soit en les dessinant dans ABAQUS CAE, soit en les important d'un logiciel de dessin tiers (SOLIDWORKS, CATIA... etc.).

Dans cette simulation on utilise une éprouvette DCB découpée à partir d'un tube cylindrique avec un diamètre intérieur ($R_{int} = 250$ mm). Le modèle géométrique est réalisé sur le logiciel de dessin SOLIDWORKS de deux configurations [$\pm 60^\circ$], [$\pm 50^\circ$]. Chaque configuration est constituée de six plis d'épaisseur égal 0.83 mm d'un épaisseur total de 5 mm.

L'éprouvette d'essais considérée peut être alors assimilée à des poutres prés fissurées.

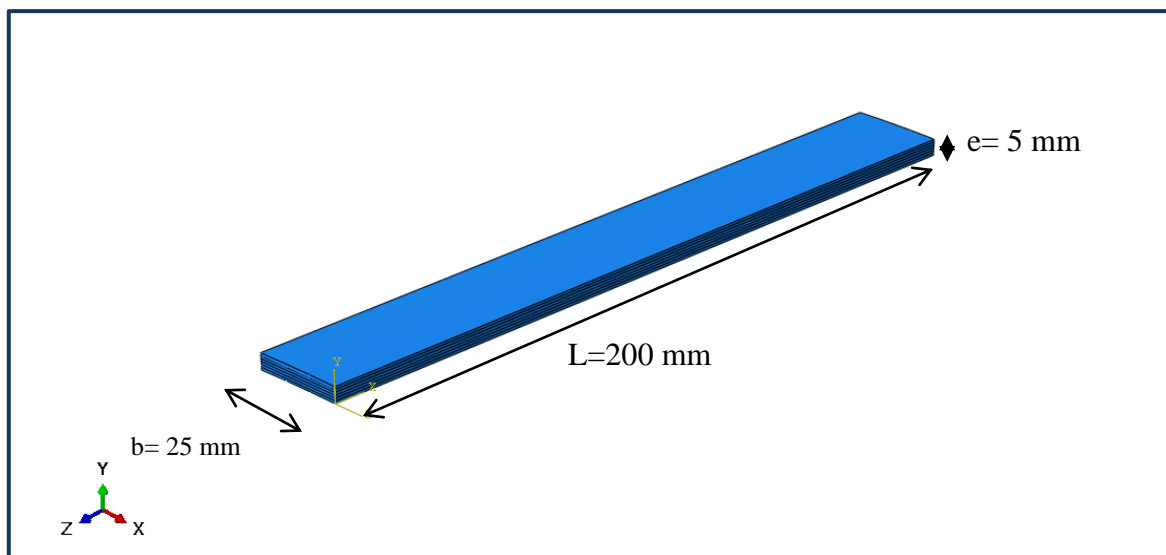


Figure IV-4 : Dimensions de l'éprouvette.

IV.2.2. Propriétés du matériau utilisé

On définit les caractéristiques du matériau utilisé dans le module « property ». C'est dans ce module que l'on insère les propriétés d'un pli élémentaire du matériau utilisé indiquées sur le tableau IV-2. Ces caractéristiques calculées avec l'utilisation de la loi de mélange mentionnée dans la première chapitre.

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	ν_{12}	ν_{23}	G_{12} (MPa)	G_{23} (MPa)
54800	11294	0.32	0.06	5428.6	5292.6

$$E_2 = E_3 ; \nu_{12} = \nu_{13} ; G_{12} = G_{13}$$

Tableau IV-2 : Propriétés mécaniques du pli du matériau testé.

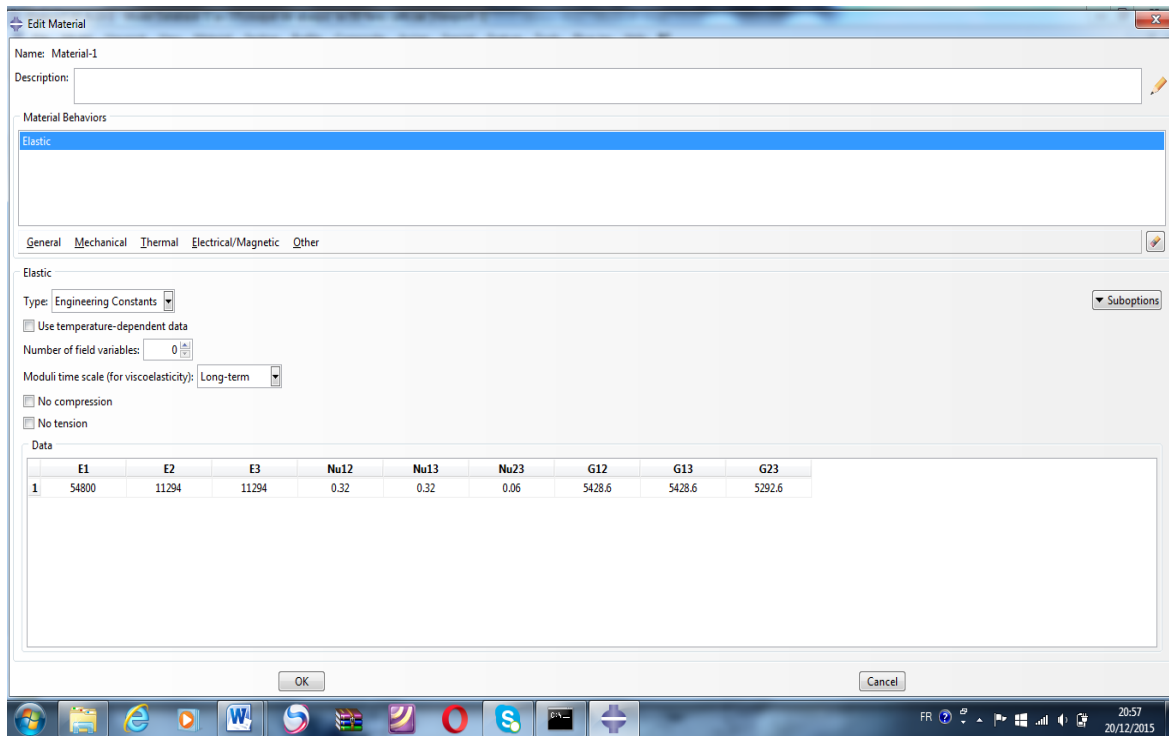


Figure IV-5 : Propriétés mécaniques du pli inclus dans le module « property » logiciel ABAQUS.

IV.2.3. Conditions aux limites et les chargements

Avant d’effectuer les calculs numériques, il est nécessaire d’imposer les conditions aux limites et les chargements appliquées sur l’éprouvette représentées sur la figure IV-6.

Les conditions aux limites consistent en un encastrement d’une extrémité du modèle et en quatre forces de pressions opposées deux à deux et imposées sur l’autre extrémité contenant le pré-défaut selon le schéma représentatif de notre modèle de la géométrie de l’éprouvette de l’essai DCB (figure IV-6).

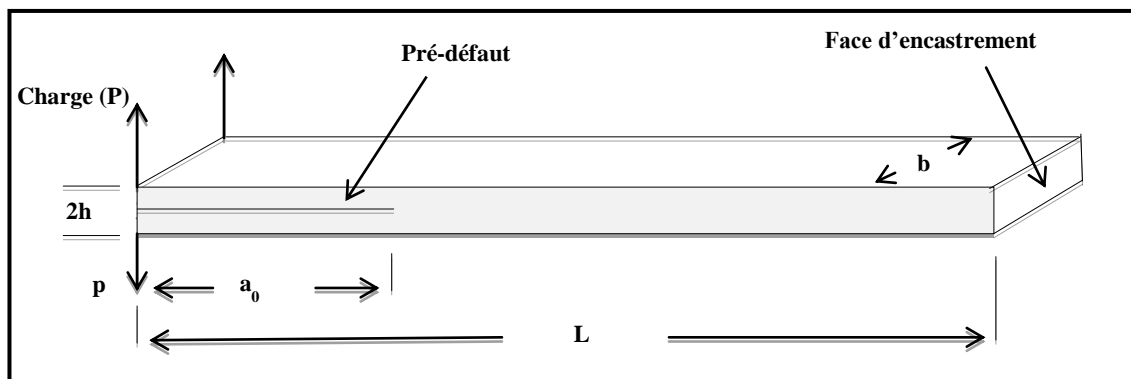


Figure IV-6 : Condition aux limites et chargement.

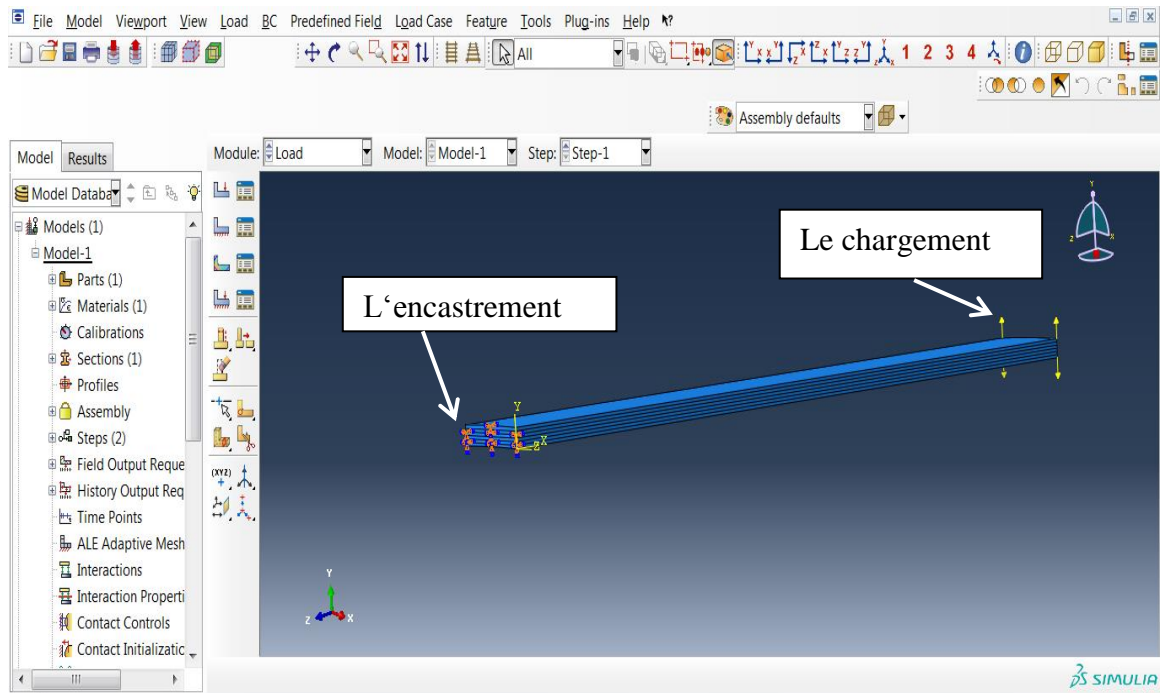


Figure IV-7 : Représentation des conditions aux limites et du chargement de l'essai DCB.

IV.2.4. Maillage de la structure

Il reste toujours délicat et difficile de trouver un maillage adapté pour une structure, surtout s'il s'agit d'un matériau composite avec une modélisation d'un phénomène délicat comme le cas du délaminage.

Les travaux de G. Perillo, A. T. Echtermeyer [10] ont utilisés deux types d'éléments (C3D20R et COH3D8) pour leur étude. Vyacheslav N. B., Sadowski T [52] qui ont utilisés aussi des éléments (élément solides avec 8 nœuds Briques de mode incompatibles, C3D8I et élément coque de premier ordre avec 4 nœuds, S4. Nous nous sommes inspirés de ces travaux pour trouver un maillage pour notre étude qui est basé sur le maillage avec deux types d'éléments, (Élément linéaire solides avec 8 nœuds et intégration réduite, C3D8R et élément quadratique avec 20 nœuds et intégration réduite, C3D20R).

On trouve aussi dans [53] une étude sur l'influence du logiciel d'élément fini utilisé pour le calcul de la valeur du taux de restitution d'énergie.

Donc, on a choisi de discrétiser la structure avec deux types d'éléments différents, un élément avec 8 nœuds linéaire avec une intégration réduite (C3D8R), et un élément avec 20 nœuds brique quadratique et avec une intégration réduite (C3D20R)

IV.2.4.1.L'élément C3D8R

L'élément C3D8R est un élément brique linéaire à usage général, avec une intégration réduite (1 point d'intégration). Les fonctions de forme sont les mêmes que pour l'élément C3D8. La numérotation de nœud suit la convention de la figure IV-8 et le point d'intégration est représenté sur la figure IV-9 [54].

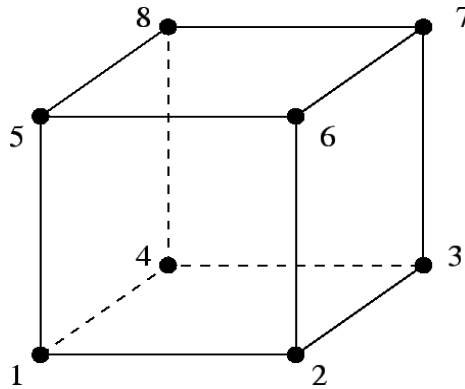


Figure IV-8 : Numérotation des nœuds de l'élément (C3D8R).

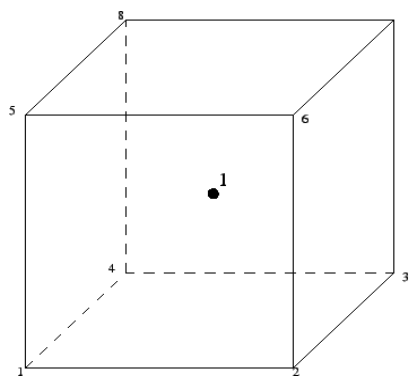


Figure IV-9 : L'intégration de 1x1x1 système de points dans les éléments hexaédriques.

IV.2.4.2.L'élément C3D20R :

L'élément C3D20R est un élément de briques quadratique à usage général, avec une intégration réduite (points d'intégration de 2x2x2). La numérotation de nœud suit la convention de la figure IV-10 et le schéma d'intégration est illustré à la figure IV-11 [54].

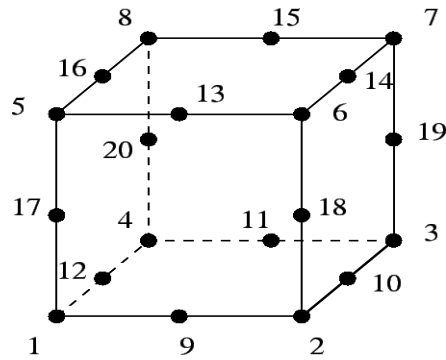


Figure IV-10 : Numérotation des nœuds de l'élément (C20D8R).

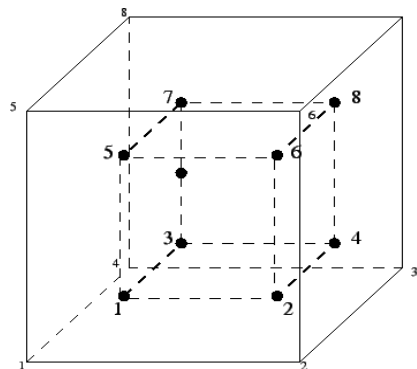


Figure IV-11: l'intégration de 2x2x2 systèmes de points dans les éléments hexaédriques.

Un maillage typique du modèle est présenté dans la figure IV-12.

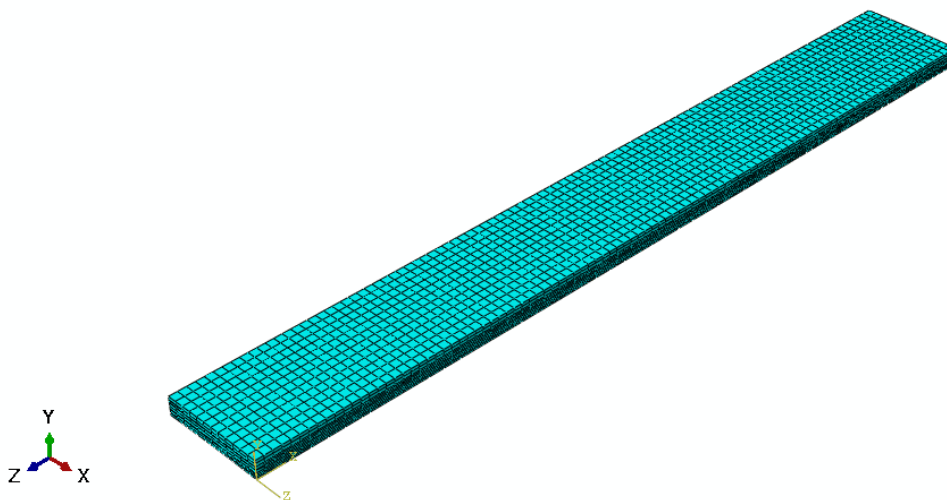


Figure IV-12 : Maillage typique d'un modèle en éléments finis.

IV.3. Les résultats numériques

IV.3.1. Calcul de l'énergie critique (G_{IC}) et la compliance (C)

Le taux de restitution d'énergie à l'amorçage (G_{IC}) et la compliance (C) seront calculés selon la méthode de Berry [46] exposée dans le deuxième chapitre.

Premièrement on détermine le déplacement (δ) relatif à la charge critique (P_C) de chaque pré-défaut, Sachant que nous avons utilisé les mêmes charges critiques (P_C) que nous avons trouvé dans la partie expérimentale. Puis on détermine l'énergie critique (G_{IC}) et la compliance (C) de chaque configuration avec les deux différents éléments (C3D8R et C3D20R). Les tableaux (IV-3, 4, 5 et 6) présentent les résultats numériques pour la configuration $[\pm 50^\circ]$ et Les tableaux (IV-7, 8, 9 et 10) pour la configuration $[\pm 60^\circ]$.

Les figures (IV-13, 14, 15, 16 et 17) représentent les résultats numériques du déplacement en fonction de la charge critique (P_C) de la configuration $[\pm 50^\circ]$ avec l'utilisation de l'élément C3D8R.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	37,474	4,18	0,111545	271,5759
37	31,761	4,899	0,154246	240,60364
59	21,676	12,58	0,580365	264,42961
70	14,411	13,89	0,963847	163,60653
G_{IC} moyenne (J/m ²)				235,0539205
\acute{E} cart type				49,43789054
C_V				0,210325743

Tableau IV-3 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 50^\circ]$ avec l'élément C3D8R.

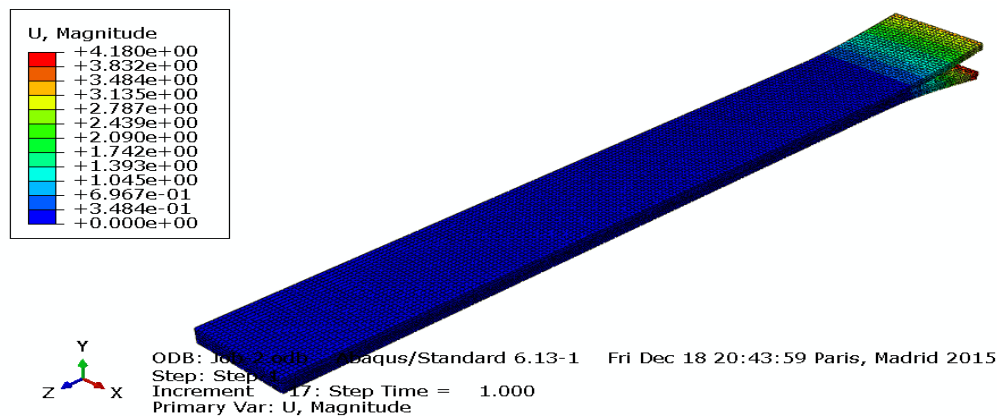


Figure IV-13 : Valeur de déplacement (δ) pour l'essai $a_0=33$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

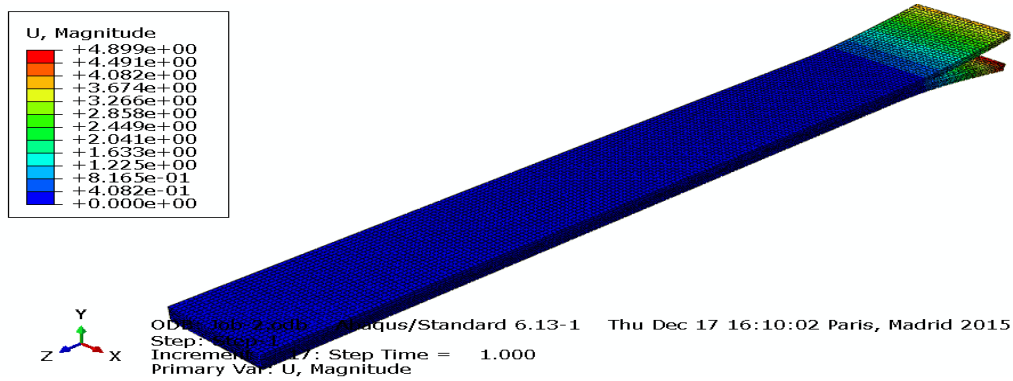


Figure IV-14 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=37$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

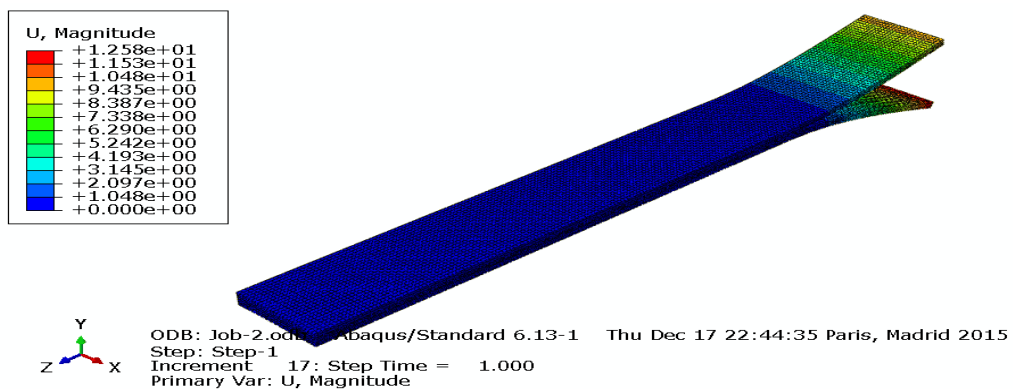


Figure IV-15 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=59$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

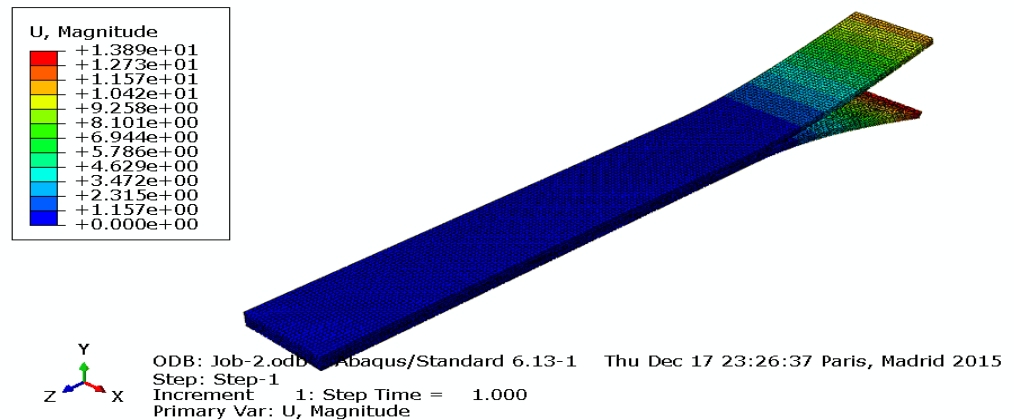


Figure IV-16 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0=70$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

A partir de cette étude numérique, le logiciel utilisé permet le changement du nombre d'intégration et d'approximation de points dans le module « Property ». Les résultats de la figure IV-13 et représentés dans le tableau IV-4 sont obtenus avec le changement de la valeur d'approximation.

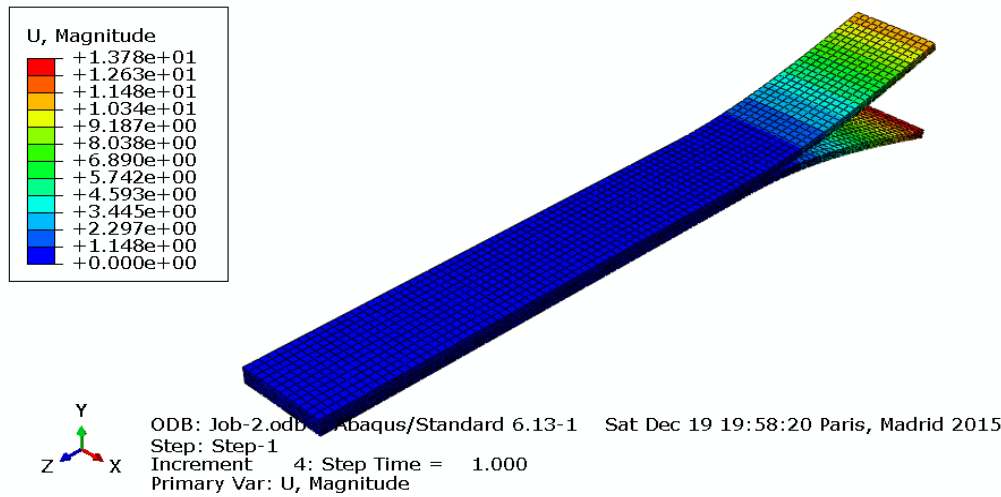


Figure IV-17 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 70$ mm avec l'élément C3D8R (l'intégration=1- l'approximation=2) de la configuration $[\pm 50^\circ]$.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	37,474	4,18	0,111545	270,82593
37	31,761	4,899	0,154246	239,9392
59	21,676	12,58	0,580365	263,69937
70	14,411	13,78	0,956214	161,86264
G_{IC} moyenne (J/m²)				234,0817841
Écart type				49,92410143
C_V				0,21327632

Tableau IV-4 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 50^\circ]$ avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2).

Les mêmes démarches de la modélisation utilisées dans le cas de l'élément C3D8R ont été utilisées pour trouver les résultats des Tableau IV-5 et VI-6 relatif à l'élément brique C3D20R.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	37,474	2,818	0,075199	202,1457
37	31,761	4,611	0,145178	250,03364
59	21,676	11,91	0,549456	276,40747
70	14,411	12,90	0,89515	167,76319
G_{IC} moyenne (J/m²)				224,0874972
Écart type				48,52646024
C_V				0,216551396

Tableau IV-5 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 50^\circ]$ avec l'élément C3D20R.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	37,474	2,818	0,075199	202,3377
37	31,761	4,611	0,145178	250,27113
59	21,676	11,91	0,549456	276,67
70	14,411	12,94	0,897925	168,44322
G_{IC} moyenne (J/m ²)				224,430512
Écart type				48,37137895
C_V				0,215529424

Tableau IV-6 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] avec l'élément C3D20R (l'intégration=1 et l'approximation=2).

Les figures (IV-18, 19, 20, 21 et 22) représentent les résultats numériques du déplacement en fonction de la charge critique (P_C) de la configuration [$\pm 60^\circ$] avec l'utilisation de l'élément C3D8R.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	24,346	3,040	0,124867	126,95049
40	22,798	4,865	0,213396	156,95195
50	18,445	7,617	0,412957	159,05222
74	14,052	17,15	1,220467	184,33919
G_{IC} moyenne (J/m ²)				156,8234626
Écart type				23,4839904
C_V				0,14974794

Tableau IV-7 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 60^\circ$] avec l'élément C3D8R.

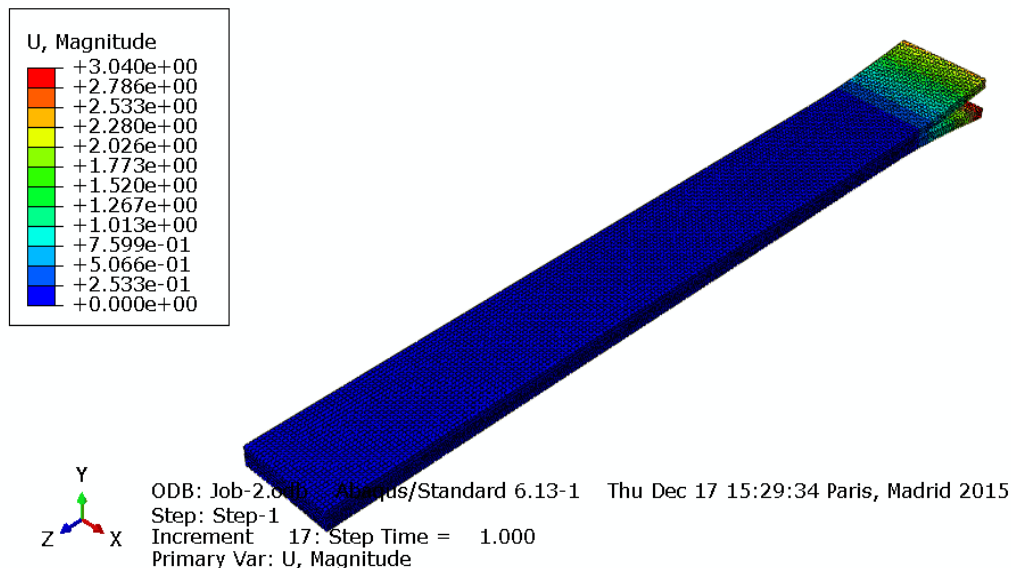


Figure IV-18 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 33$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration [$\pm 60^\circ$].

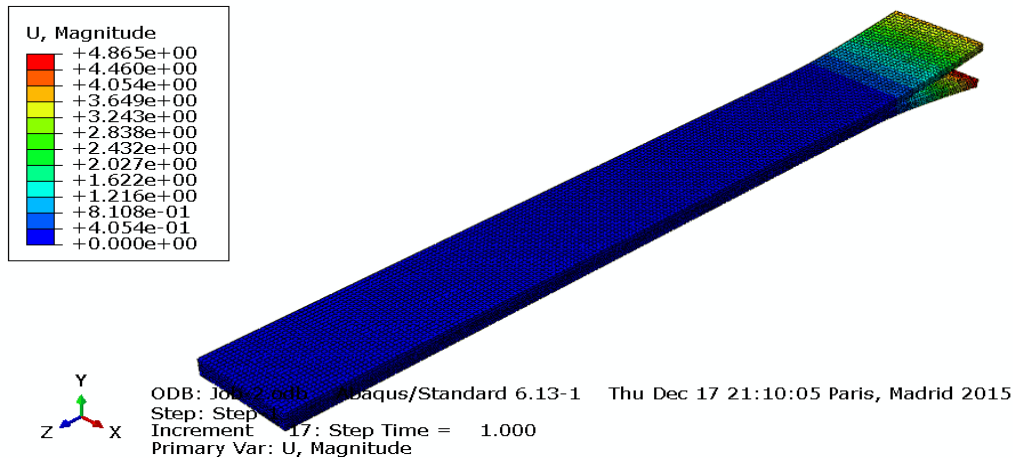


Figure IV-19 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 40$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

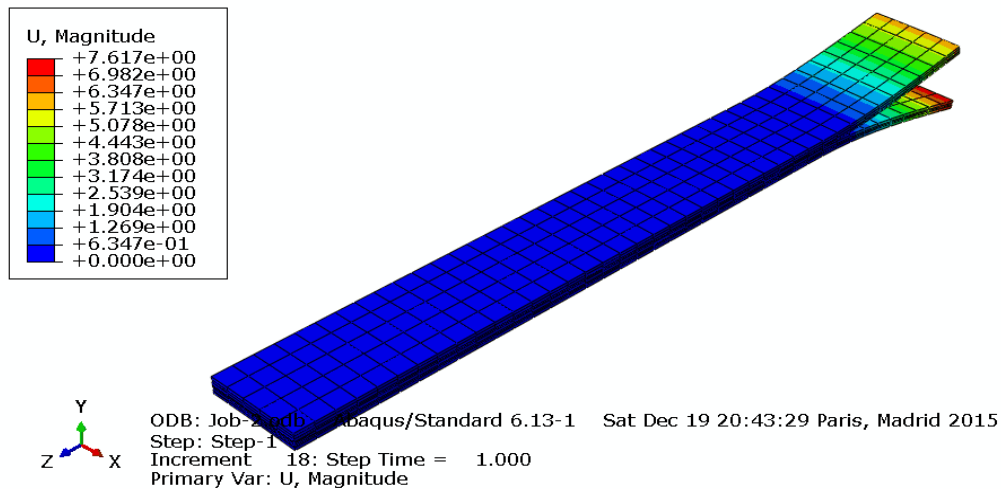


Figure IV-20 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 50$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

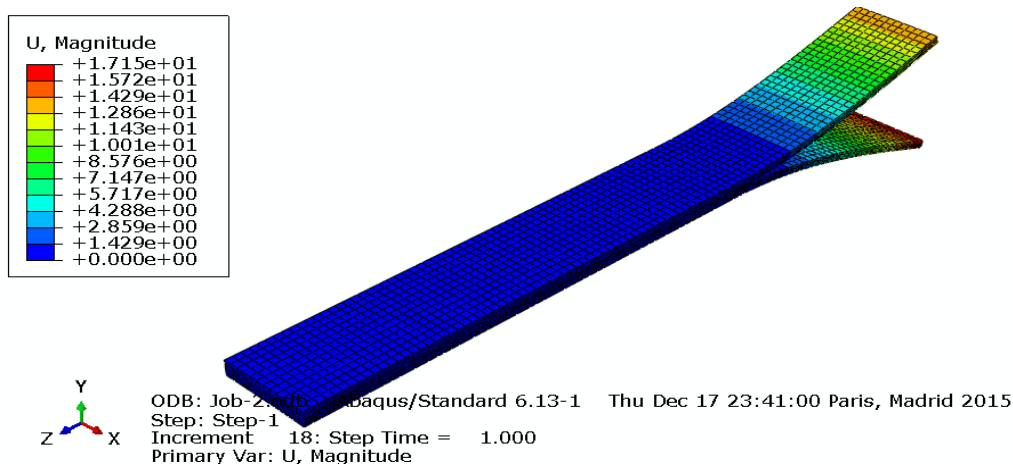


Figure IV-21 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 74$ mm avec l'élément C3D8R de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

Ainsi, après le changement de la valeur de points l'intégration et de l'approximation, on trouve les résultats de la figure IV-22 qui apparaissent dans le tableau IV-8.

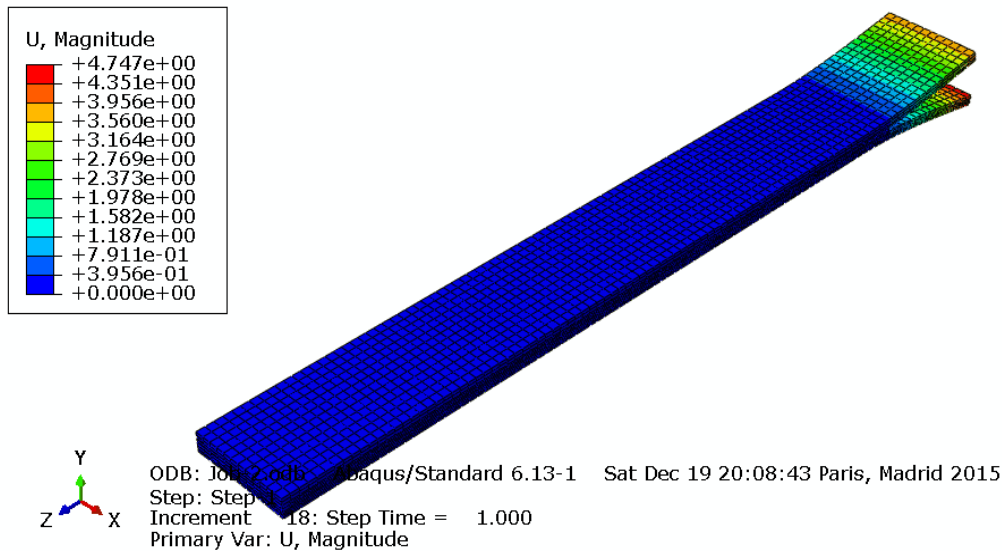


Figure IV-22 : Valeur de déplacement (δ) pour $a_0 = 40$ mm avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2) de la configuration $[\pm 60^\circ]$.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	24,346	3,04	0,124867	127,43942
40	22,798	4,747	0,20822	153,73491
50	18,445	7,617	0,412957	159,66478
74	14,052	17,15	1,220467	185,04914
G_{IC} moyenne (J/m²)				156,4720615
Écart type				23,64479537
C_V				0,151111931

Tableau IV-8 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec l'élément C3D8R (l'intégration=1 et l'approximation=2).

Une étude similaire a été menée en utilisant l'élément brique C3D20R et qui donne les résultats représentés dans les tableaux IV-9 et IV-10.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	24,346	2,858	0,117391	120,58997
40	22,798	4,586	0,201158	149,48792
50	18,445	7,008	0,37994	147,85569
74	14,052	16,57	1,179192	179,95512
G_{IC} moyenne (J/m²)				149,4721742
Écart type				24,26248927
C_V				0,16232111

Tableau IV-9 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration $[\pm 60^\circ]$ avec l'élément C3D20R.

a_0 (mm)	P_C (N)	δ (mm)	C (mm/N)	G_{IC} (J/m ²)
33	24,346	2,858	0,117391	120,5984
40	22,798	4,584	0,20107	149,43318
50	18,445	7,008	0,37994	147,86603
74	14,052	16,57	1,179192	179,96771
G_{IC} moyenne (J/m²)				149,4663288
Écart type				24,26419399
C_V				0,162338864

Tableau IV-10 : Résultats numériques du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 60^\circ$] avec l'élément C3D20R (l'intégration=5 et l'approximation=2).

IV.3.2. Analyse des résultats numériques

A travers les résultats numériques, on constate que les valeurs du taux de restitution d'énergie G_{IC} de chaque configuration restent constantes malgré la variation de la longueur du pré-défaut. Cette remarque est similaire pour les deux éléments choisis (C3D8R, C3D20R).

En plus de ces commentaires, on trouve que les valeurs du taux de restitution d'énergie G_{IC} de la configuration [$\pm 50^\circ$] est supérieure à celles de la configuration [$\pm 60^\circ$]. Cela confirme ce que nous avons obtenu dans la partie expérimentale. Cette simulation numérique donne une corrélation correcte de l'essai DCB expérimental avec une erreur faible. L'erreur estimée est calculée par la relation suivante :

$$\varepsilon = \frac{\Delta G}{G_{\text{exp}}} = \frac{G_{\text{num}} - G_{\text{exp}}}{G_{\text{exp}}} \quad (\text{éq VI-1})$$

Les tableaux IV-11, IV-12 montrent les résultats trouvés par les deux parties expérimentale (exp) et numérique (num) et pour chaque configuration avec l'erreur.

La configuration	Taux de restitution d'énergie G_{IC} (J/m ²)		Erreur ε (%)
	$(G_{IC})_{\text{exp}}$	$(G_{IC})_{\text{num}}$	
[$\pm 50^\circ$]	222.23	235.0539	5.7705
[$\pm 60^\circ$]	138.20	156.8234	13.4756

Tableau IV-11 : Estimation de l'erreur avec l'élément C3D8R.

La configuration	Taux de restitution d'énergie G_{IC} (J/m ²)		Erreur (%)
	$(G_{IC})_{exp}$	$(G_{IC})_{num}$	
$[\pm 50^\circ]$	222.23	224.0874	0.8358
$[\pm 60^\circ]$	138.20	149.4721	8.1563

Tableau IV-12 : Estimation de l'erreur avec l'élément C3D20R.

La comparaison entre les résultats numériques montrent que malgré le changement de la valeur de points d'intégration et d'approximation avec l'utilisation de le même d'élément que C3D8R ou C3D20R , Ce qui est observé dans la comparaison entre les résultats des tableaux (IV-3, IV-4) avec du pré-défaut ($a_0=70\text{mm}$), tableaux (IV-5, IV-6) avec du pré-défaut ($a_0=70\text{mm}$) et tableaux (IV-7, IV-8) avec du pré-défaut ($a_0=40\text{mm}$) aussi tableaux (IV-9, IV-10 avec du pré-défaut ($a_0=40\text{mm}$)).

CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

L'étude menée dans le cadre de cette thèse a eu comme principal objectif d'étudier l'endommagement d'un matériau composite. Le procédé de fabrication pour cette étude a été la mise en œuvre par l'enroulement filamentaire. La structure retenue est de forme tubulaire. La méthodologie utilisée dans ce travail est l'analyse expérimentale et numérique.

Dans un premier temps, une étude bibliographique a été menée sur les matériaux composites. Ceci nous a permis de connaître les lois de comportements, les différents procédés de fabrication et les différentes méthodes de caractérisation de la rupture de ce type de matériau.

Concernant le comportement, les lois basées sur les techniques d'homogénéisation ont permis de déterminer les propriétés élastiques du matériau composite. Pour la rupture, des méthodes de caractérisation de l'endommagement des matériaux composites permettent de comprendre leurs comportements à l'état de rupture et identifier les différentes formes d'endommagement.

Dans un deuxième temps, une étude expérimentale a été introduite par une présentation du procédé utilisé pour fabriquer les tubes en matériaux composites. Puis des essais mécaniques (traction et délaminage) ont été réalisés sur des éprouvettes de traction normalisée et le choix d'une géométrie d'éprouvette de type double cantilever beam (DCB) sollicité en mode I d'ouverture. Ces éprouvettes sont découpées à partir des tubes en PRV.

Au cours du découpage des éprouvettes de type DCB pour l'essai de délaminage nous avons constaté le problème de la séparation des couches suivant l'épaisseur de l'échantillon. Ce problème peut être attribué à :

- ✓ la vitesse de découpage,
- ✓ les contraintes résiduelles induites dans l'échantillon pendant la mise en œuvre.

L'essai de traction a permis d'identifier les caractéristiques mécaniques du matériau. L'essai du délaminage a permis de déterminer le taux de restitution d'énergie (G_{IC}) à partir de la méthode de Berry [46] qui nous avons jugé acceptable pour identifier cette valeur malgré la légère courbure des éprouvettes (diamètre du tube suffisamment grand). Les résultats sont

satisfaisants car la dispersion des valeurs du taux de restitution d'énergie est faible pour les différentes longueurs du pré-défaut.

A travers l'étude expérimentale de la ténacité des matériaux composites fabriqués par le procédé de l'enroulement filamentaire utilisé dans notre travail, on peut conclure que :

- ✓ le délaminage du matériau choisi pour notre travail est composé de deux phases: l'amorçage et la propagation.
- ✓ la résistance à l'amorçage de la fissure exprimée par le taux de restitution d'énergie est sensible au choix de l'angle de l'enroulement filamentaire du tube.

Après l'étude de l'évolution de la résistance à la propagation du délaminage pour caractériser l'endommagement de ce type de matériaux par les courbes R, on constate que ces courbes R peuvent être considérées comme une propriété intrinsèque de l'endommagement de ces matériaux.

La troisième phase a été consacrée à la modélisation numérique de l'endommagement des matériaux composites, dans le but de proposer un modèle adapté à la description du délaminage dans une structure courbée.

A partir de cette étude numérique, nous pouvons conclure que :

- ✓ Les résultats numériques sont convergents et sont satisfaisants malgré le changement de type d'élément pendant la modélisation.
- ✓ les résultats déduits de la modélisation effectués avec le code des éléments finis ABAQUS sont en bon accord avec les résultats expérimentaux.

Pour les perspectives :

- ✓ Caractérisation approfondie de ce type de matériau.
- ✓ L'étude expérimentale de l'endommagement de ce type de matériau avec les autres modes (mode II et mode mixte).
- ✓ Modélisation de l'amorçage et la propagation de la fissure par d'autres approches numériques.
- ✓ L'utilisation la méthode d'émission acoustique pour détecter et suivre le phénomène de délaminage dans les matériaux composites.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] P. Lingling, Modélisation numérique d'assemblages collés : Application à la réparation de structures en composites. Thèse de doctorats, Université de Bourgogne France, 2013.
- [2] N.M. Mohammed, Analyse de l'endommagement par fissuration transverse, fissuration longitudinale et délaminage des stratifiés croisés. Thèse de doctorats, Université du Maine France, 2000.
- [3] M.L. Benzeggagh, Application de la mécanique de la rupture aux matériaux composites Exemple de la rupture par délaminage d'un stratifié. Thèse de Doctorat, Université de Technologie de Compiègne France, 1980.
- [4] A. Laksimi, M. L. Benzeggagh, G. Jing, M. Hecini, J. M. Rolendt, Mode I interlaminar fracture of symmetrical cross-ply composites, *Composites science and technology*, vol.41, 1991, pp.147-164.
- [5] X.J. Gong, A. Hurez , Effet de l'orientation des fibres des plis adjacents sur la résistance au délaminage en mode I pur, JNC16, Toulouse, France, 2009.
- [6] E.E. Theotokoglou, Interlaminar cracking of composite shells, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol.27, 1997, pp. 13-20.
- [7] P. Davies, F. Rannou, The effect of defects in tubes, Part 1. Mode I delamination resistance. *Applied composite materials*, vol.1, 1995, pp. 333-349.
- [8] P. Karpuz, Mechanical characterization of filament wound composite tubes by internal pressure testing. MSc Thesis, University of Middle East Technical, Ankara, Turquie, 2005.
- [9] J. Radulovic, K. Maksimović, Filament Wound Composite Tubes: Experimental and numerical simulations results. *Scientific technical review*, vol. 206, 2009, pp. 30-36.
- [10] G. Perillo, A.T. Echtermeyer, Evaluation of mode I interlaminar fracture toughness of filament-wound GFRE composite pipe. 15th European conference on composite materials, ECCM'15, Venice, Italy, 2012.
- [11] L. Teddy, Analyse par thermographie infrarouge de l'endommagement des structures composites sous sollicitations quasi statiques. Thèse de doctorat, Université de Toulouse III Paul Sabatier France, 2014.

- [12] J. M. Berthelot, Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse de structure. Tec & Doc, 3^{ème} édition, Paris, 1999.
- [13] P. Prombut, Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels. Thèse de Doctorat, Université Toulouse III Paul Sabatier France, 2007.
- [14] L. Gornet, Généralités sur les matériaux composites. Document pédagogique, École centrale d'ingénieur Nantes France, 2008.
- [15] J. M. Berthelot, Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse de structure. Tec & Doc, 5^{ème} édition, Paris, 2010.
- [16] M. Dupeux, Aide-mémoire science des matériaux. Dunod, Paris, 2004.
- [17] T. Cédric, Etude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone/matrice polyamide: application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz sous haute pression de type IV. Thèse de Doctorat, École Nationale supérieure des Mines de Paris France, 2011.
- [18] Glossaire des matériaux composites. Document pédagogique, Centre d'animation régional en matériaux composites avancés, 2006.
- [19] F. Lachaud, délaminage de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : étude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier De Toulouse France ,1997.
- [20] M. Laarej, Etude par spectroscopie raman et modélisation d'une résine composite RTM. Thèse de doctorat, Université Abou Bakr Belkaid de Tlemcen, 2010.
- [21] L. Crouzeix, Identification de champs de propriétés mécaniques de structures composites à partir de mesures de champs de déplacement. Thèse de doctorat, Université Toulouse III Paul Sabatier, France, 2008.
- [22] G. Daniel, Matériaux composites, Hermes, 5^{ème} édition, 2005.
- [23] J. P. B. Ramirez, Caractérisation et modélisation de l'endommagement des composites bobinés. Application à la prédiction de l'éclatement des réservoirs bobinés hyperbares. Thèse de doctorat, École nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique Poitier, France, 2013.

- [24] P. Jeannetaud, Etude paramétrique du comportement de coudes en composite sous pression interne : Prévision et mécanismes d'endommagement. Thèse de doctorat, Université des sciences et technologies de Lille France, 1995.
- [25] C. Bathias, Coll., Matériaux composites, DUNOD, 2^{ème} édition, 2009.
- [26] A. T. Tran, Etude du délaminage en mode II de composites unidirectionnels soumis à des sollicitations rapides : approche globale et approche locale. Thèse de doctorat, École nationale supérieure d'Arts et Métiers, Paris Tech, France, 2011.
- [27] Nodal Consultants, L'industrie française des matériaux composites, Rapport de synthèse, Ministre de l'économie des finances et de l'industrie, 2012.
- [28] M. A. Mbacke, Caractérisation et modélisation du comportement mécanique des composites tressés 3D: Application à la conception de réservoirs GNV. Thèse de Doctorat, l'Ecole des Mines de Paris France, 2013.
- [29] Y. D. Kergomard, Etude expérimentale et numérique de la fissuration intralaminare et de l'initiation du délaminage de bord libre dans les structures stratifiées pseudo-tissées. Thèse de Doctorat, École des Mines de Paris France, 2007.
- [30] A. M. C. Victor, Identification de mécanismes d'endommagement de stratifiées carbone-époxyde par couplage de l'émission acoustique et de la thermographie infrarouge. Thèse doctorat, Université de Toulouse France, 2015.
- [31] C. Goidescu, Caractérisation et modélisation de l'endommagement par microfissuration des composites stratifiés - Apports des mesures de champs et de l'homogénéisation. Thèse de doctorat, Université de Toulouse France, 2011.
- [32] T.K. O'brien, Interlaminar fracture toughness : the long and winding road to standardization, Composites part B : Engineering, vol. 29, 1998, pp. 57-62.
- [33] P. Davies, Blackman B. R. K., Brunner A. J., Standard test methods for delamination resistance of composite materials: Current status, Applied composite materials, vol. 5, 1998, pp. 345-364.
- [34] M.L. Benzeggagh, Z. Aboura, Délaminage mode I et II de composites à renfort tissu sollicités à faibles et grandes vitesses, Journal Physics, vol 1, 1991, pp. 1927-1951.

- [35] www.efunda.com/formulae/solid_mechanics/fracture_mechanics/fm_intro.cfm, 19/01/2016.
- [36] X. J. Gong, Rupture interlaminaire en mode mixte I+II du composite stratifié verre/époxy unidirectionnel et multidirectionnel. Thèse de doctorat, Université de Technologie de Compiègne France, 1992.
- [37] ASTM D5528, Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites, 2001.
- [38] Y. Mézière, Tolérance au dommage : Etude de délaminage dans les matériaux composites à matrice organique. Thèse de doctorat, Université de Toulouse Paul Sabatier France, 2000.
- [39] Y. Perrot, Influence des propriétés de la matrice sur le comportement mécanique de matériaux composites verre/polyester utilisés en construction navale de plaisance-cas des résines polyester limitant les émissions de styrène. Thèse de Doctorat, Université de Bretagne Sud France, 2006.
- [40] X. J. Gong, A. Hurez, H. Sun, Effet de l'orientation des fibres des plis adjacents sur la résistance au délaminage en mode I pur : Effect of the fibres orientation of adjacent ply on pure mode I fracture toughness. JNC16, Toulouse, France, 2009.
- [41] M.L. Benzeggagh, M. Kenane, Measurement of mixed –mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/époxy composites with mixed- mode bending apparatus, composites science and technology, vol.56, 1996, pp. 439-449.
- [42] T. Vandellos, Développement d'une stratégie de modélisation du délaminage dans les structures composites stratifiées. Thèse de doctorat, École Doctorale Des Sciences physiques et de l'ingénieur, Université Bordeaux 1 France, 2011.
- [43] B. R. K. Blackman, A. J. Kinloch, Protocol for the determination of the mode I adhesive fracture energy, G_{IC} of structural adhesives using the double cantilever beam (DCB) and tapered double cantilever beam (TDCB) specimens, Fracture mechanics testing methods for polymers, adhesives and composites, 2001.

- [44] B. Poitou, T. Jollivet, Analyses comparatives de la tolérance aux dommages de matériaux composites à matrices thermoplastiques et thermodurcissables, 23^{ème} congrès sur la déformation des polymères solides, Nantes France, 2010.
- [45] EN ISO 527-5, Plastics- Determination of tensile properties Part 5: Test conditions for unidirectional Fibre-reinforced plastic composites, 2009.
- [46] J.P. Berry, Determination of fracture surface energies by the cleavage technique, Journal of Applied Physics, vol.34, 1963, pp. 62-68.
- [47] M.M. Shokrieh, R.M. Heidari, Effect of stacking sequence on R-curve behavior of glass/époxy DCB laminates with 0°/0°crack interface, Materials Science and Engineering A, vol. 529, 2011, pp. 265-269.
- [48] M. S. M. Rehan, J. Rousseau, X. J. Gong, L. Guillaumat, J. S. M. Ali, Effects of fiber orientation of adjacent plies on the mode I crack propagation in a carbon-époxy laminates, Procedia Engineering, vol. 10, 2011, pp. 3179-3184.
- [49] M. D. Gilchrist, N. Svenssonb, A fractographic analysis of delamination within multidirectional carbon/époxy laminates, Composites Science and Technology, vol. 55, 1995, pp. 195-207.
- [50] http://perso.univ-lemans.fr/~fcalvay/projetsmnr/v/model_crash_abaqus.html, 03/03/2016.
- [51] L. Penazzi, Calcul de structures présentation de la méthode des éléments finis. École des Mines d'Albi Carmaux, 1999.
- [52] V. N. Burlayenko, T. Sadowski, FE modeling of delamination growth in interlaminar fracture specimens, Budownictwo I Architektura, vol. 2, 2008, pp. 95-109.
- [53] R. Krueger, D. Goetze, Influence of finite element software on energy release rates computed using the virtual crack closure technique, NASA/CR-2006-214523, NIA Report No. 2006-06.
- [54] http://web.mit.edu/calculix_v2.7/CalculiX/ccx_2.7/doc/ccx/node27.html, 03/03/2016.

Résumé :

Les matériaux composites à matrice organique sont devenus un sérieux concurrent aux matériaux traditionnels dans divers domaines industriels et domestiques. Néanmoins les défauts inter-laminaires induits au cours de la mise en œuvre ou pendant les sollicitations constituent les principales sources de son endommagement progressif. La promotion et l'utilisation de ces matériaux nécessitent l'étude de leur comportement mécanique et les différentes formes d'endommagement. Le but de ce travail est l'étudier le comportement mécanique et l'endommagement des matériaux composites à fibres de verre et à matrice organique de forme tubulaire obtenus par les procédé d'enroulement filamenteuse. L'investigation expérimentale consiste à découper des éprouvettes à partir de tube en matériaux composites pour déterminer les caractéristiques mécaniques en traction et la ténacité exprimée par le taux de restitution d'énergie en mode I de rupture des éprouvettes de type DPE (double poutre encastré) et l'évolution de la résistance de délaminage par les courbes R. L'étude numérique a pour objectif de modéliser le phénomène de délaminage des éprouvettes de type DPE par la méthode des éléments finis en utilisant le logiciel « ABAQUS » pour déterminer le taux de restitution d'énergie en mode I.

Mots-clés : Matériaux Composites, Caractérisation, Endommagement, Rupture, Délaminage, Fissuration.

المخلص :

أصبحت المواد المركبة ذات المصفوفة العضوية منافسا قويا للمواد التقليدية في مختلف المجالات الصناعية و المحلية. ومع ذلك، فإن العيوب المشتركة بين الصفحات الناجمة أثناء التصنيع أو أثناء الإجهاد هي المصادر الرئيسية لأضرارها التدريجية. تعزيز و استخدام هذه المواد يتطلب دراسة السلوك الميكانيكي و أشكال مختلفة من الضرر. الهدف من هذا العمل هو دراسة السلوك الميكانيكي و تلف المواد المركبة ذات الألياف الزجاجية و المصفوفة العضوية المحصل عليها على شكل أنبوبي عن طريق عملية التصنيع باستخدام لف الخيوط. التحقيق التجريبي هو قطع عينات من انبوب مصنوع من المواد المركبة لتحديد الخصائص الميكانيكية باستخدام تجربة الشد ولتحديد الصلابة المعبر عنها عن طريق معدل اطلاق الطاقة لعينات من النوع المدمج في شعاع مزدوج عند الكسر وكذلك تطور المقاومة عند التبطين. و تهدف الدراسة الرقمية لنمذجة ظاهرة التبطين بطريقة العناصر المحدودة باستخدام برنامج « اباكيس » لتحديد معدل اطلاق الطاقة.

الكلمات المفتاحية : المواد المركبة، توصيف، الأضرار، تمزق، التبطين، تكسير.

Abstract :

The composite materials with an organic matrix have become a serious competitor to traditional materials in a variety of industrial and domestic areas. However the inter-laminar defects induced during implementation or during stress are the main sources of its progressive damage. The promotion and use of these materials require the study of the mechanical behavior and the various formes of damage. The main of this work is study the mechanical behavior and damage of tubular composite materials with glass fiber and organic matrix obtained by the filament winding method. The experimental investigation is to cut specimens from composite tube for determination of mechanical tensile properties and the toughness expressed by the energy release rate of the double cantilever beam specimens at delamination, and the evolution of resistance with R curves. The aim of numerical study is the modeling of the damage with element finit method from « ABAQUS » logiciel for determination of the energy release rate.

Keywords : Composites materials, Characterization, Damage, Fracture, Delamination, Cracking.