



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
Populaire et Démocratique Algérienne République
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Scientifique Recherche ladé et Supérieure l'Enseignement de Ministère



جامعة وهران 2 محمد بن أحمد
Université d'Oran 2 Mohamed Ben Ahmed

معهد الصيانة والأمن الصناعي
Institut de Maintenance et de Sécurité Industrielle

Département De Maintenance En Electromécanique

MÉMOIRE

*Pour l'obtention du diplôme de Master
Filière : Maintenance en Electromécanique*

Spécialité : Maintenance - Fiabilité - Qualité

Thème

Comportement en rupture des plaques composites sous impact à basse vitesse

Présenté et soutenu par :

Belkacem Noureddine

Chettouane omar

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Grade	Etablissement	Qualité
M.ADJLOUA Abdelaziz	MAA	IMSI	Président
Mm. Abdi Ghezail	MCB	IMSI	Examinateur
M.ACHECHE Habib	MCA	IMSI	Encadreur

Septembre 2021

REMERCIEMENTS

Tout d'abord nous remercions le bon **DIEU** de nous avoir permis de réussir et qui nous a comblé des bienfaits de l'Islam et de la Science.

Nous tenons à exprimer nos remerciements et notre profonde reconnaissance envers notre encadreur Mr **ACHECHE HABIB** pour son exigence de clarté et de rigueur, qui nous a beaucoup apporté tout au long de cette dernière année.

Nous remercions infiniment tous les professeurs qui nous ont suivis durant nos études à l'**IMSI** et Nous tenons à leurs exprimer notre gratitude et notre reconnaissance pour nous avoir conseillé et guidé dans le droit chemin.

DEDICACE

JE DÉDIER CE PRÉSENT TRAVAIL À :

MES TRÈS CHERS PARENTS

À MES FRÈRES

À TOUTE MA FAMILLE

LA PROMOTION M2 'MFQ'

TOUS MES AMIS

CHETTOUANE OMAR

DEDICACE

JE DÉDIE CE PRÉSENT MÉMOIRE À TOUS CEUX QUE J'AIME :

À

MES TRÈS CHERS PARENTS

MES FRÈRES

MES AMIS AZZEDINE , YUCEF , HABIB

À TOUTE MA FAMILLE

À TOUS MES TRÈS CHERS AMIS DE L'INSTITUT : IMSI

TOUTE LA PROMOTION M2 (MFQ)

BELKACEM NOUREDDINE

RÉSUMÉ

بعد التحالف بين التعزيز الليفي (الزجاج والبورون والكربون) والمادة اللاصقة (راتنجات الايبوكسي) ، توفر المادة المركبة إمكانيات جديدة في مجال النقل والطيران. مع كثافتها المنخفضة للغاية من كثافة المعدن ، تتميز هذه المادة بخصائص أفضل لمقاومة الضغط والتآكل. في السنوات الأخيرة ، أدت التطورات في المحاكاة العددية إلى تطورات مهمة في دراسة المواد المركبة ونمذجتها الميكانيكية. في الوقت الحاضر ، يعد التحكم في السلوك الميكانيكي للمواد والهياكل المركبة ، تحت الأحمال الثابتة ، مجالًا واسعًا ومعقدًا للبحث. تلعب نمذجة الظواهر الفيزيائية المختلفة المميزة لسلوك مادة مركبة أثناء التشوه دورًا مهمًا في تصميم الهياكل. تهدف دراستنا إلى للألواح المركبة المصنوعة بالزجاج والكربون والبورون بمصفوفة إيبوكسي التحليل العددي لعامل تلف مجزئة ، كدالة لعدة عوامل مثل ألياف التوجيه والمواد $[-\alpha]$ ، $[\alpha]$.

Suite à une alliance entre un renfort fibreux (verre, bore et carbone), et un liant (la résine époxy), le matériau composite offre de nouvelles possibilités dans le domaine de transport et de l'aéronautique. Avec sa densité extrêmement plus faible que celle du métal, ce matériau est caractérisé par de meilleures propriétés de résistance à la pression et à la corrosion. Au cours des dernières années, les progrès de la simulation numérique ont donné lieu à des développements significatifs dans l'étude des matériaux composites et leur modélisation mécanique. À l'heure actuelle, le contrôle du comportement mécanique des matériaux et structures composites, sous charges statiques est un domaine vaste et complexe de la recherche. La modélisation des phénomènes physiques variés caractéristiques du comportement d'un matériau composite en cours de déformation joue un rôle important dans la conception des structures. Notre étude a pour objectif d'analyser numériquement le facteur d'endommagement de Hashin des plaques composites stratifiées en verre, en carbone et en bore avec une matrice époxy $[\alpha]$, $[-\alpha]$, en fonction de plusieurs paramètres tels que l'orientation des fibres, le matériau et la vitesse d'impact.

Following an alliance between a fibrous reinforcement (glass, boron and carbon), and a binder (epoxy resin), the composite material offers new possibilities in the field of transport and aeronautics. With its extremely lower density than that of metal, this material is characterized by better properties of resistance to pressure and corrosion. In recent years, advances in numerical simulation have given rise to significant developments in the study of composite materials and their mechanical modeling. At present, the control of the mechanical behavior of composite materials and structures, under static loads, is a vast and complex field of research. The modeling of the various physical phenomena characteristic of the behavior of a composite material during deformation plays an important role in the design of structures. Our study aims to numerically analyze the Hashin damage factor of composite plates laminated in glass, carbon and boron with an epoxy matrix $[\alpha]$, $[-\alpha]$, as a function of several parameters such as orientation fibers, material and impact velocity.

SOMMAIRE

REMERCIEMENT

DÉDICACE 1

DÉDICACE 2

RÉSUMÉ

SOMMAIRE

NOMENCLATURE

Liste de figure

Liste de tableaux

Introduction Générale	1
Chapitre 1 : Présentation des matériaux composites.	3
I.1 Introduction	4
I.2. Définition :	5
I.3. Classification des matériaux composites :	6
I.4. Différents types de constituants de base :	6
I.4.1. Les renforts	6
I.4.1.1 Fibres :	7
I.4.2 La matrice :	11
I.4.2.1. Les résines thermodurcissables :	11
I.4.2.2 .Les résines thermoplastiques:	11
I.4.2.3. Les matrices naturelles:	12
I.4.2.4. Résines époxydes:	12
I.4.2.5. Phénoplastes ou phénols-formols:	12
I.4.2.6. Les résines thermostables:	12
I.4.3. Les charges et les additifs :	13
I.4.3.1. Charges renforçantes	13
I.4.3.2. Charges non renforçantes :	13
I.4.3.3. Charges conductrices et antistatiques :	13
I.4.3.4. Les additifs :	13
I.5. Elaboration des composites :	14
I.5.1. Matrice organique	14
1.5.1.1 Moulage sans pression : (moulage au contact, moulage par projection simultanée)	14
1.5.1.2 Moulage sous vide	15
1.5.1.3 Moulage par compression (moulage par compression à froid, moulage par compression à chaud).	15
1.5.1.4 Moulage par enroulement filamentaire : (enroulement circonférentiel, enroulement hélicoïdal continu et discontinu, enroulement polaire).	16
1.5.1.5 Moulage par projection :	16
1.5.1.6 Moulage par pultrusion:	17

Sommaire

1.5.1.7 Moulage par centrifugation :	17
I.5.2. Demi-produit.....	18
I.5.3. Matrices métalliques.....	18
I.5.4. Matrices céramiques	18
I.6 Architecture des composites	18
I.6.1 Définitions	18
I.6.2 Stratifiés.....	19
- I.6.3 Composite sandwich -1-.....	20
I.7- Mécanismes d'endommagement des composites au niveau de l'interface Fibre- matrice :	21
I.7.1 .Introduction :	21
I.7.2.Généralités sur l'endommagement des composites :	21
I.7.3.Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel :	22
I.7.3.1.Rupture de fibre :	22
I.7.3.2. Fissuration matricielle :	23
I.7.3.3. Décohésion fibre-matrice :	24
I.7.4 .Comportement d'un composite unidirectionnel :	24
I.7.5.Composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale :	26
I.7.6.Composite unidirectionnel soumis à une traction transversale :	27
I.7.6.1.Description du matériau carbone/époxy :	28
I.7.6.2. Description du matériau Graphite -E / époxy (mélange combiné ultrasons et cisaillement) :	28
I.7.6.3.Nappe unidirectionnelle :	28
Chapitre 2 : Dégradation et les limites des composites	30
II – 1-Dégradations et les limites des composites [21]	31
II -1 .1- Les défauts internes	31
II -1-1-1 -Le contact.....	31
II -1-1-2 - Dégradations physiques suite à des sollicitations non parallèles aux fibres	32
II -1-2- Les effets à prendre en compte sur le comportement :	34
II -1-3- Les défauts de surface.....	35
II -1-3-1-Le retrait des composites	35
II -1-3-2-Les porosités	36
II -1-3-3-L'écaillage :	36
II -1-3-4-Les vaguelettes ou télégraphing :	36
II -1-3-5- Les plissures :	37
II -1-3-6-La différence de couleur :	37
II -1-3-7-L'excès de résine :	38
.II -1-3-8-Le manque de résine (figure 68) :	38
II -1-3-9-La pollution de surface :	38
II -1-3-10-L'absence de gaufrage :	39
II -1-3-11-La prise d'eau :	39
II -1-3-12-Les impacts :	39
II-2- Les critères de rupture des matériaux composites :	40
II-2-1- Critères en contraintes maximales :	41

Sommaire

II-2- 1-1- Critères dans les axes principaux.....	41
II-2-1-2.-Critères de rupture en-dehors des axes principaux	42
II-2-2- Critères en déformations maximales :	43
II-2- 2-1. Critère dans les axes principaux	43
II-2-2-2- Critère en-dehors des axes principaux	43
II-2- 3- Le critère mixte	44
II-2-4- Critère de Hill	44
II-2-5- Critère de Hill – Tsai	45
II-2-6- Critère de Hoffman.....	45
II-2-7- Critère tensoriel de Tsai-Wu	46
II-2-8- Critère de Hashin.....	47
II-2-9- Critère de Yamada-Sun.....	47
II-2-10- Critère de Puck.....	47
II-2-11- Critère de Kim-Soni	47
II-2-12- Critère de Gol’Denblat et Kopnov.....	48
II-2-13- Critère de Boehler et Raclin	48
II-3-Les essais d’impact :	49
II-4-1-Etudes faites par les auteurs sur les paramètres influençant la réponse à l’impact :	51
Chapitre 3 : Analyse numérique des plaques stratifiées composites sous impact à basse vitesse	54
III.1 Introduction	55
III.2 Impact basse vitesse – définition :	55
III-3- Modèle géométrique avec l’impacteur :	56
III.4 Modélisation Numérique :.....	56
III.4.1 Méthode des éléments finis :	57
III-5- Résultats et discussions :	58
III.5.1 Effet de l’orientation des fibres sur le contour de la déformée :	58
III.5.2 Effet de la vitesse d’impact sur le contour de la déformée :	60
III.5.3. Effet des orientations des fibres sur l’énergie de dissipation des dommages :.....	61
III.5.3.1. Cas du matériau composite stratifié carbone/époxy :	61
III.5.3.2 Cas du matériau composite stratifié bore/époxy :	62
III.5.3.3 Cas du matériau composite stratifié verre/époxy :.....	63
III-5-4-Effet des trois matériaux composites stratifiés sur l’énergie de dissipation des dommages pour différentes orientations des fibres :	64
III .5.5. Effet des orientations des fibres sur le facteur d’endommagement de Hashin :	66
III.5.6 Cas de la traction de la matrice :.....	67
Conclusion générale :	69
Bibliographie :	70

Nomenclature

NOMENCLATURE

- E_i : Module de Young dans la direction i .
- E_f : Module de Young de fibres.
- E_m : Module de Young de la matrice.
- C_f, C_m : Tenseurs de quatrième ordre de module élastique de fibres et de la matrice respectivement.
- σ' : Tenseur déviatorique.
- ε_0, σ_0 : Contrainte et déformation pure dans la matrice.
- ε, σ : Contrainte et déformation uniaxiale
- f : Fraction volumique de fibres.
- α : Constante de relaxation.
- $\dot{\varepsilon}$: Taux de déformation.
- ε_c : Déformation critique.
- ε_0 : Déformation initiale.
- $[e]$: Vecteur de déformation.
- $[S]$: Matrice de complaisance.
- Σ_u : Contraintes limite de rupture.
- τ : Contrainte de cisaillement.
- r_0 : Rayon de fibre.
- W : Charge
- θ : Angle d'orientation de fibres.
- D : Coefficient du diffusion de l'interface.
- N_i : Efforts dans la direction.
- M_i : Moments de flexion.
- P_i : Force de traction, Force axiale.
- V_i : Force de cisaillement.
- U_{total} : Energie totale du système
- W_{ext} : Travail des forces extérieures appliquées lors de l'avancée de 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
- K : Facteur d'intensité de contrainte
- σ : Contrainte uniforme à l'infini
- a : Longueur de la fissure
- L la largeur entre appuis du montage d'impact.

LISTE DES FIGURES

- Figure I -1- Composition d'un matériau composite
- Figure I-2- Classification des renforts.
- Figure I.-3- Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments
- Figure I -4- Une nappe unidirectionnelle
- Figure I-5-. Tissu forme toile
- Figure I -6- Tissu forme serge
- Figure I-7-. Tissu forme satin
- Figure I -8- Les tissus 3D
- Figure I -9- Les tissus 3D hybride .
- Figure I-10- Différentes familles de matrices
- Figure I -11- Moulage en contact
- Figure I -12- Moulage sous vide ou au sac
- Figure I -13- Moulage par compression
- Figure I -14- Moulage par enroulement filamentaire
- Figure I.15 : Moulage par projection
- Figure I-16 : Moulage par projection
- Figure I.17 : Moulage par centrifugation
- Figure I.18 : Constitution d'un stratifié
- Figure I.19 : Repérage du plan moyen
- Figure I.20 : Désignation d'un stratifié
- Figure I.21 : Structure en sandwich
- Figure I -22. Représentation schématique des différentes échelles d'analyse d'un matériau composite à matrice polymère et fibres longues.
- Figure I -23- Rupture de fibre.
- Figure I -24- Rupture transverse de la matrice.
- Figure I -25- Rupture longitudinale de la matrice.
- Figure I -26- Décohésion fibre-matrice.
- Figure I -27- Modes d'endommagement.
- Figure I -28- courbe contrainte/déformation d'un composite soumis à une traction longitudinale (ϵ_{fu} $\langle \epsilon_{mu}$)
- Figure I -29- courbe contrainte/déformation d'un composite soumis à une traction longitudinale (ϵ_{fu} $\rangle \epsilon_{mu}$).
- Figure I -30- Rupture d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transversale.
- Figure II-1- Rupture fibre en traction
- Figure II-2- Rupture fibre en compression
- Figure II-3- Décohésion entre la fibre et la matrice
- Figure II-4- Microdélaminage (délaminage diffus)
- Figure II-5- Fissurations transverses
- Figure II-6- Délaminage
- Figure II-7- Phénoménologie des dégradations
- Figure II-8- Renforts

Liste des figures

- Figure II-9- Le retrait des composites
- Figure II-10- Les porosités
- Figure II-11- Les rayures ou traces d'outil
- Figure II-12- Les vaguelettes ou télégraphing
- Figure II-13- Les plissures
- Figure II-14- La différence de couleur
- Figure II-15- L'excès de résine
- Figure II-16- Le manque de résine
- Figure II-17- Pollution de surface
- Figure II-18- L'absence de gaufrage
- Figure II-19- Prise d'eau
- Figure II-20- Les impacts
- Figure II-21- Critère de rupture.
- Figure II-22- Contraintes dans les axes principaux d'une couc
- Figure II-23- Contraintes en-dehors des axes principaux d'une couche
- Figure II-24: Classification des régimes d'impact
 - a) Impact basse vitesse ;
 - b) Impact à vitesse modérée ;
 - c) Impact balistique / à haute vitesse
- Figure III.1 : Modèle avec Impacteur ainsi que les conditions aux limites
- Figure III.2: Maillage.
- Figure III-3 : Modèle impacté pour une orientation des fibres $\alpha=0^\circ$ et pour $v=70\text{m/s}$
- Figure III.4 : Variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de l'orientation des fibres pour $v=10\text{m/s}$
- Figure III-5 : Variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de la vitesse de l'impacteur et pour une orientation des fibres $\alpha=0$
- Figure III-6 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour matériau composite carbone/époxy et toutes les orientations des fibres
- Figure III.7 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour le matériau composite bore/époxy et toutes les orientations des fibres
- Figure III-8 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour le matériau composite verre/époxy et toutes les orientations des fibres
- Figure III-9 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps pour les trois matériaux composites verre/époxy, bore/époxy et carbone/époxy et pour les différentes orientations des fibres (A ; 0° , B ; 30° , C ; 45° , D ; 70° et E ; 90°)
- Figure III-10 : Variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction des fibres pour les trois matériaux composites.
- Figure III.11 : Variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction de la matrice pour les trois matériaux composites verre/époxy, carbone/époxy et bore/époxy.

LISTE DES TABLEAUX

- Tableau I.1. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre.
- Tableau I-2- Caractéristiques moyennes des renforts.
- Tableau I.-3- Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques.
- Tableau III.1 : Propriétés des trois composites stratifiés.

Introduction générale

Introduction générale :

Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, en termes de sécurité aussi bien qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique. L'objectif est notamment d'alléger la structure tout en conservant une bonne rigidité. Les matériaux composites sont par excellence des matériaux qui satisfont à ces exigences.

Grâce à d'excellentes propriétés mécaniques spécifiques, légèreté, bonne résistance chimique et meilleure tenue en fatigue, l'utilisation des matériaux composites s'est rependue dans différents secteurs industriels, en particulier le secteur aéronautique. En outre, la progression rapide des techniques de mise en forme des matériaux composites a contribué largement à leurs croissances à l'échelle mondiale.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés actuellement figurent les matériaux à matrices organiques. Du fait que l'on peut modifier la nature des matériaux constitutifs le composite (densité, propriétés mécaniques, physiques et chimiques), il est possible de concevoir des structures adaptées aux applications bien définies.

Toutefois, la sensibilité des structures composites aux endommagements et soulève beaucoup d'inquiétudes et restreint relativement leur champ d'applications. En effet, une structure aéronautique est exposée incontestablement à des phénomènes de divers formes et de rigidité variable. Ces phénomènes provoquent généralement des dommages locaux ayant des conséquences souvent dramatiques sur les performances mécaniques des structures aéronautiques.

Au cours de ces dernières années, plusieurs travaux de recherches ont été menés afin de mieux comprendre le comportement en rupture sous différents phénomènes (fissurations, impacts...etc.) des matériaux composites, afin de construire des structures plus tolérantes aux dommages. C'est dans ce cadre que s'est inscrit un mémoire de master mené au sein de notre institut de maintenance et sécurité industrielle de l'université Oran2 Mohamed Ben Ahmed.

L'objectif général de ce projet est d'évaluer le comportement mécanique des matériaux composites stratifiés sous un chargement statique

Introduction générale

Pour mener à bien ce travail, nous avons jugé utile de diviser ce mémoire en trois chapitres :

Le premier chapitre présente une généralité sur les structures composites

Le deuxième chapitre, quant à lui, présente une généralité sur l'endommagement des matériaux composites organiques et les critères de ruptures

Le troisième chapitre présente les matériaux de l'étude sous l'effet de plusieurs paramètres.

Enfin, notre travail se conclut en présentant un récapitulatif des principaux résultats apportés par ce projet.

chapitre 1

Présentation des Matériaux Composites

I.1 Introduction

A l'image des technologies qui ont caractérisé l'évolution rapide de la science durant la dernière moitié du XX siècle, les matériaux, voire même leur concept, ont été marqués par des évolutions fondamentales. Pendant longtemps, le tout métallique, caractérisé par le développement de l'industrie sidérurgique, a rempli le cahier des charges de toutes les applications industrielles. L'introduction de nouvelles familles de matériaux à partir des années 70 a non seulement occasionné d'autres matériaux dans un espace initialement réservé aux matériaux métalliques, mais surtout amené à penser différemment les concepts associés aux choix des matériaux.

Par conséquent, les nouveaux matériaux nécessitent de la part des constructeurs une meilleure maîtrise des différentes étapes qui vont de la conception du matériau à son utilisation en passant par sa réalisation. -1-

La caractérisation d'un matériau composite doit tenir compte de toutes les conditions et considérations afin de mieux définir désormais, son rôle et ses performances à pouvoir même remplacer certains matériaux métalliques d'égale résistance mais plus léger et encore mieux résistant dans des milieux les plus agressifs.

L'utilisation des matériaux composites implique des choix restreints conditionnés par les caractéristiques des différents éléments du matériau choisi (résines, fibres, additifs, ...) et par le procédé de mise en œuvre. La connaissance de toutes les caractéristiques de la matière première permet, par la sommation de leurs performances (physiques, chimiques, mécaniques, ...etc.), de définir celles du produit final.

Pour l'étude du comportement d'un matériau composite et pouvoir ainsi établir ces propriétés, il est impératif de connaître son rôle et sa destination selon un cahier des charges pré établi, comment et par quoi le caractériser.

I.2. Définition :

Un matériau composite est constitué de deux ou plusieurs matériaux dont les propriétés individuelles se combinent pour former un matériau hétérogène ayant des performances globales fortement améliorées. (Source Action Composite)

Bien qu'il existe différentes sortes de matériaux composites (comme par exemple, le béton, la boue, le contreplaqué...), ce terme s'adresse plus particulièrement aux pièces plastiques constituées d'une matrice polymère et d'un élément renforçant de type fibreux tel que défini dans la figure 1

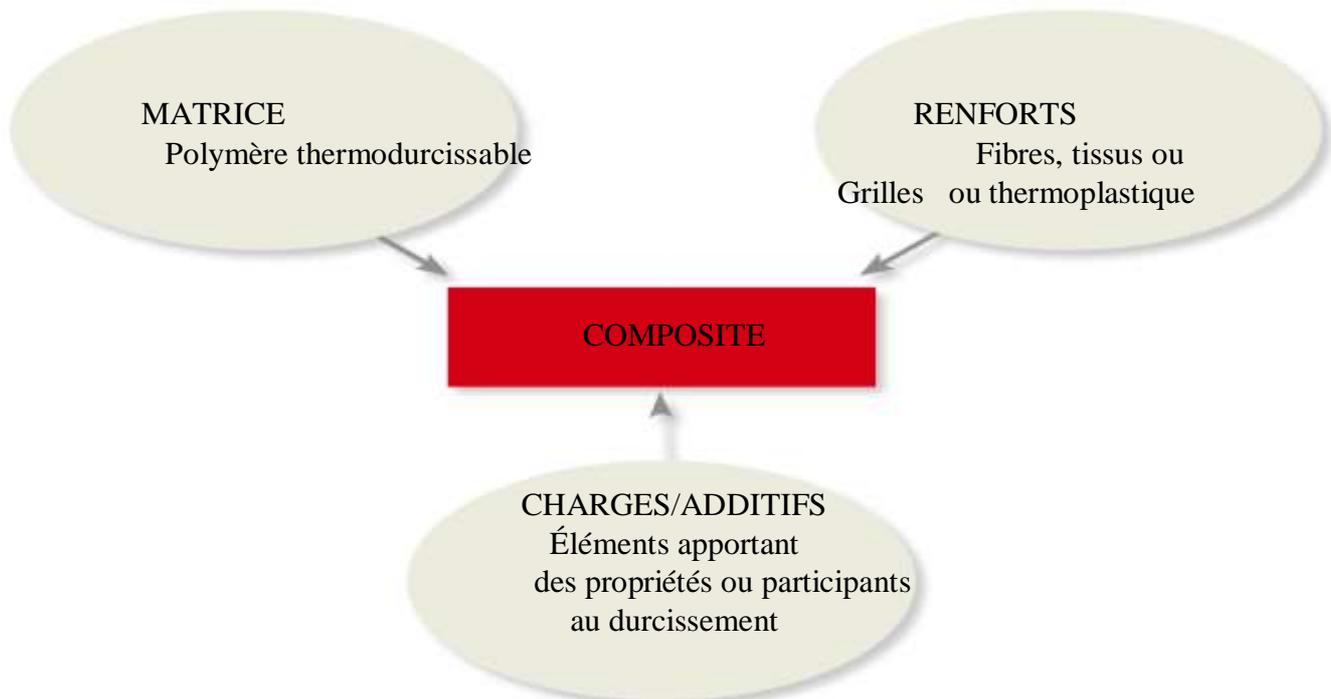


Figure I -1- Composition d'un matériau composite

Les matériaux composites, en fonction de leurs constituants, présentent un grand nombre d'intérêts.

D'un point de vue mécanique, ils offrent d'excellentes propriétés en traction, flexion, compression, cisaillement plan et transverse ainsi qu'une excellente absorption aux chocs. Leur résistance mécanique combinée à leur faible densité en fait un élément incontournable des conceptions actuelles qu'elles soient structurelles ou non.

D'un point de vue physico-chimique, ils s'adaptent parfaitement à différents milieux ambiants et peuvent être très performants en termes de résistance aux produits chimiques, au feu, ou à la corrosion.

Bien que leur fabrication nécessite des investissements parfois lourds en termes d'outillages de moulage, ils constituent un compromis technico-économique intéressant lorsqu'ils sont fabriqués en série.

I.3. Classification des matériaux composites :

Il est possible de définir des classes de matériaux composites en se référant à la nature ou à la forme des constituants.

La forme des renforts

Matériaux composites à fibres

Matériaux composites à particules

La nature des matrices

Matériaux composites à matrice organique

Matériaux composites à matrice métallique

Matériaux composites à matrice minérale

I.4. Différents types de constituants de base :

I.4.1. Les renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et 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 :

Les différents constituants du composite sont les renforts, la matrice, les charges et les additifs.

linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus) [6].

Classification des renforts

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure (1.2) :

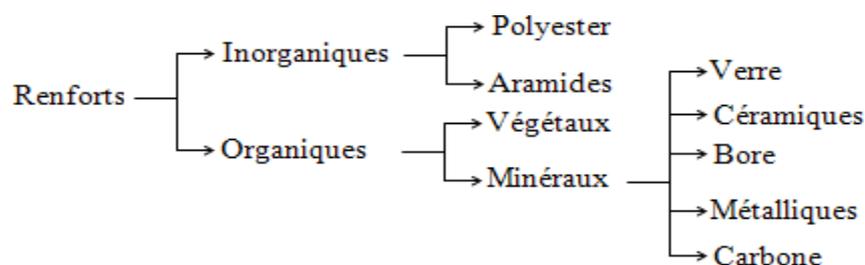


Figure I-2- Classification des renforts.

-*Fibre de verre* : elles constituent le renfort essentiel des composites (GD). Elle est obtenue à partir de silice (SiO_2) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres de verre [7]:

Verre E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes. Verre R : pour les composites hautes performances.

Verre D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques).

Les avantages et les inconvénients des fibres de verre sont représentés sur le tableau (1.1) :

I.4.1.1 Fibres :

Les fibres sont des éléments du matériau composite qui apportent généralement les propriétés mécaniques recherchées. Elles se présentent sous forme de filaments de plus au moins longs.

Les fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- Linéiques (fils, mèches, ... etc.)
- Tissus surfaciques (tissus simples, mats, etc.)
- Multidirectionnelles (tresses, tissus complexes, ...etc.)

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

<i>Avantages</i>	<i>Inconvénients</i>
<p>-Bonne résistance thermique et électrique</p> <p>-Bonne résistance aux agents chimiques et à l'humidité.</p> <p>-Bonne compatibilité avec les matrices organiques.</p> <p>-Faible coût.</p>	<p>-Caractéristiques mécaniques moyennes, notamment la rigidité élastique.</p> <p>-Tenue au choc médiocre.</p>

Tableau I.1. Avantages et inconvénients de la Fibre de verre [5].

-Fibre de carbone : c'est la fibre la plus utilisées dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile), figure (1.8). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres de carbone [1] :

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



Figure I.-3- Fibre de carbone constituée de plusieurs centaines de filaments [8].

-Fibre d'aramide : souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques à liaisons amides dont les propriétés sont différentes des polyamides aliphatiques.

Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes [7]:

- Les fibres bas module (70 GPa): utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles.
- Les fibres haut module (130 GPa): utilisées pour les composites HP.

-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 [1].

-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 [1].

-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 [1].

Les caractéristiques des renforts sont représentées dans le tableau (1.3).

Renforts Caractéristiques	Verre E	Verre R	Carbone HM	Carbone HR	Kevlar	Bore	Silicate d'alumine	Polyéthylène
Diamètre du filament (μm)	16	10	6.5	7	12	100	10	/
Masse volumique (Kg/m^3)	2600	2500	1800	1750	1450	2600	2600	960
Module d'élasticité longitudinal (MPa)	74000	86000	390000	230000	130000	400000	200000	100000
Module de cisaillement (MPa)	30000	/	20000	50000	12000	/	/	/
Coefficient de poisson	0.25	0.2	0.35	0.3	0.4	/	/	/
Coefficient de dilatation thermique (C^{-1})* 10^5	0.5	0.3	0.08	0.02	-0.2	0.4	/	/
Contraintes de rupture – Traction (MPa)	2500	3200	2500	3200	2900	3400	3000	3000
Allongement à rupture(%)	3.5	4	0.6	1.3	2.3	0.8	1.5	/

Tableau I-2- Caractéristiques moyennes des renforts [1].

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

-Les unidirectionnels (UD)

Dans une nappe unidirectionnelle, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère, figure (1.4). Taux de dés équilibre très grand.

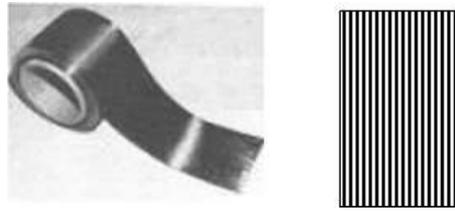


Figure I -4-Une nappe unidirectionnelle [8].
Les tissus

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise [1].

-Toile ou taffetas : chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement, figure (1.5). Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques [1].

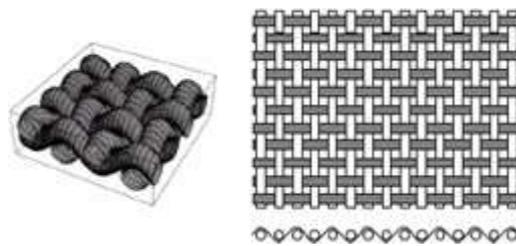


Figure I-5- Tissu forme toile [9].

-Serge : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne, figure (1.6). Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils [1].

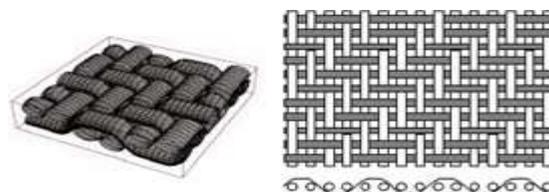


Figure I -6-Tissu forme serge [9].

- Satin : chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs ($n-1$) fils de trame et réciproquement, figure (1.7). Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique. Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques des armures bi ou tridimensionnelle [1].

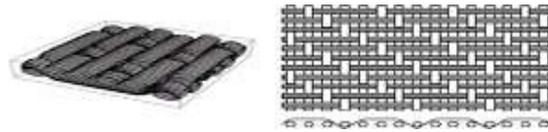


Figure I-7- Tissu forme satin [9].

Il est également possible de réaliser des structures de renforts 3D, figure (1.8), et de renforts hybrides en tissant des fibres de natures différentes ou, en superposant des tissus ou nappes de renforts de fibres différentes, figure (1.9). En terme de performance, les préformes 3D sont considérées comme des solutions de motif pour augmenter la résistance dans l'épaisseur, la prévention du délaminage et pour l'augmentation de la résistance à l'impact [10].

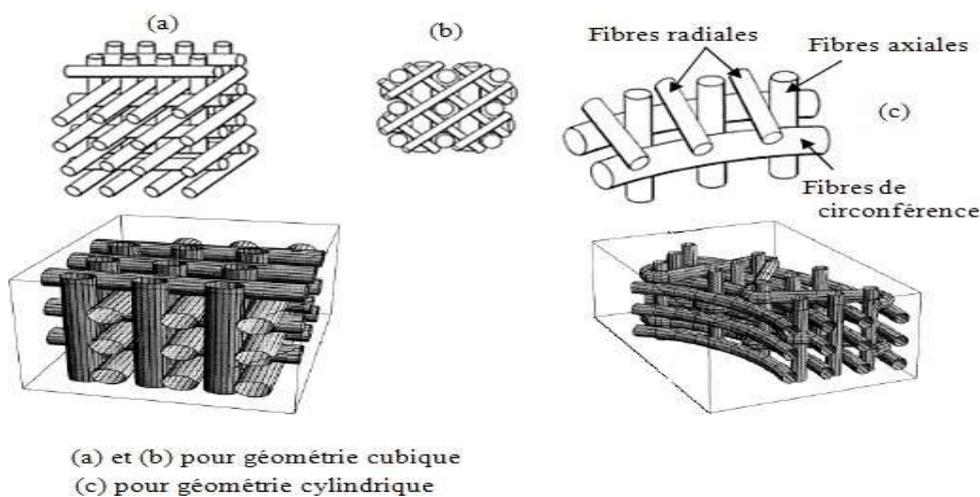


Figure I -8-Les tissus 3D [11,12].



Figure I -9-Les tissus 3D hybride [13].

Ensimage

Les renforts destinés à la fabrication des composites reçoivent un ensimage. L'ensimage est une dispersion aqueuse spécifique comportant un agent collant, un agent pontant et des antistatiques permettant d'assurer différents rôles [1] :

- Compatibilité de la liaison fibre - matrice.
- Cohésion inter filamentaire (raideur du fil) pour qu'il soit manipulable.
- Protection contre l'abrasion générée par la mise en œuvre (frottement contre pièces)
Élimination des charges électrostatiques dues aux frottements.
- Augmentation du mouillage de la fibre au cours de l'imprégnation.

I.4.2 La matrice :

La matrice permet de lier les fibres du renfort fibreux entre elles, ainsi que de répartir les efforts (résistance à la compression ou à la flexion). La matrice est facilement déformable et assure la protection chimique des fibres. Généralement, c'est un polymère ou une résine organique.

On peut retrouver dans l'organigramme ci-dessous, les différentes familles de matrices:

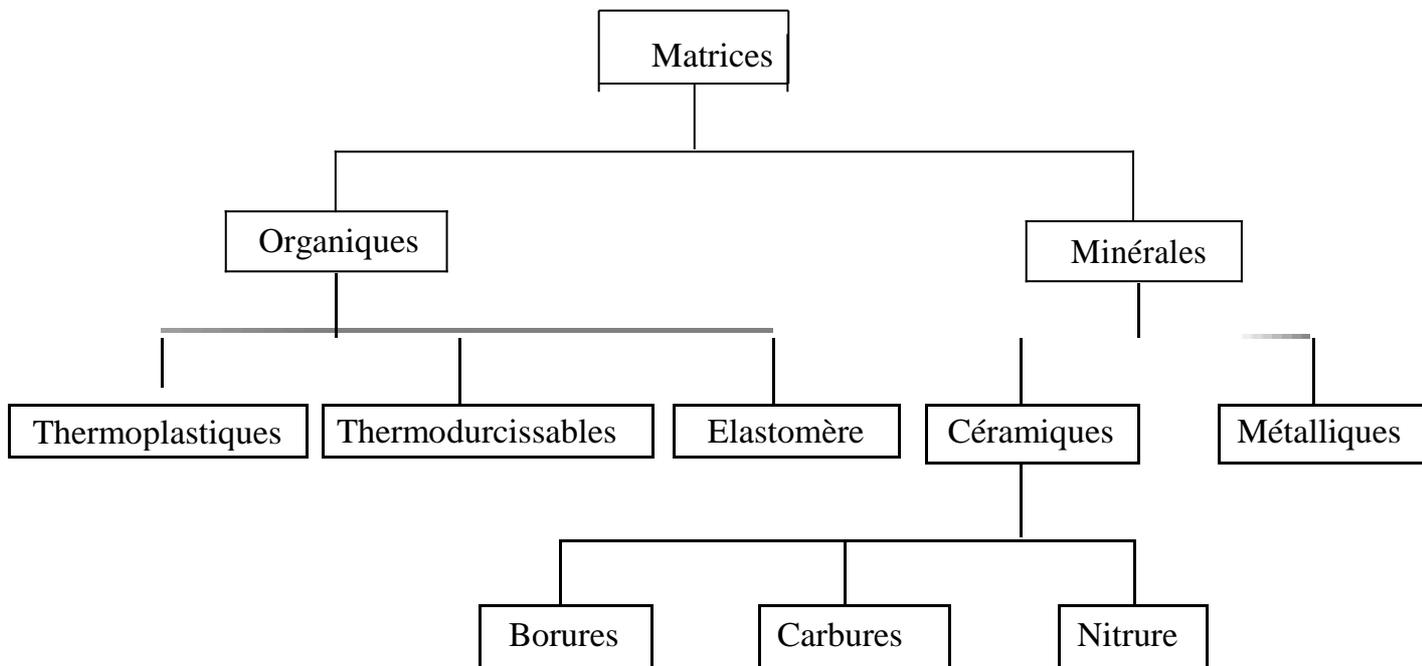


Figure I-10- Différentes familles de matrices [03]

Les résines les plus employées dans les matériaux composites sont les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques.

I.4.2.1. Les résines thermodurcissables :

Les résines thermodurcissables sont des polymères, qui, après un traitement thermique ou physico-chimique (catalyseur, durcisseur), se transforment en des produits infusibles et insolubles. Ces résines ont donc la particularité de ne pouvoir être mises en forme qu'une seule fois [03].

I.4.2.2 .Les résines thermoplastiques:

Les résines thermoplastiques sont des solides généralement solubles, formés de chaînes distinctes bien compactées, liées entre elles par des seules liaisons secondaires (force de van der Waals, liaisons d'hydrogène) et mis en forme par chauffage et refroidissement [04].

Une comparaison entre quelques caractéristiques des résines thermodurcissables et celles des résines thermoplastiques est présentée dans le tableau 1 :

Matrices	Thermoplastiques	Thermodurcissables
Etat de base	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
Stockage matière de base	Illimité	Réduit
Mouillabilité des renforts	Difficile	Aisée
Moulage	Chauffage+refroidissement	Chauffage continu
Cycle	Long	Court
Tenue au choc	Assez bonne	Limitée
Tenue thermique	Réduite	Meilleure
Chute et déchets	Recyclables	Perdus

Tableau I.-3-Caractéristiques des résines thermodurcissables et des résines thermoplastiques [03]

I.4.2.3. Les matrices naturelles:

Ce sont des matériaux synthétisés par les êtres vivants, animaux et micro-organismes. La famille la plus importante est celle des polysaccharides comme l'amidon, la cellulose la lignine [05].

I.4.2.4. Résines époxydes:

Le terme époxyde désigne une grande variété de pré-polymères comportant un ou plusieurs motifs époxydiques dont les principales applications concernent les matériaux composites (matrice époxyde avec des renforts en fibre de verre ou de carbone) [07].

I.4.2.5. Phénoplastes ou phénols-formols:

Les phénoplastes sont des matières thermodurcissables obtenues par polycondensation d'un phénol et d'un aldéhyde avec élimination d'eau et formation d'un réseau tridimensionnel [10].

1 .4.2.6. Les résines thermostables:

Elles se distinguent essentiellement des autres résines par leurs performances thermiques. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace [06].

I.4.3. Les charges et les additifs :

Les charges et les additifs : sont utilisés pour améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques et pour faciliter la mise en œuvre.

I.4.3.1. Charges renforçantes

Des sphères pleines ou creuses généralement en verre, en carbone ou en époxydes. Non sphériques ou des écailles de dimension transversal 100 à 500 μm et d'épaisseur de 10 à 20 μm . Généralement elles sont ajoutées à des résines dans des applications électriques ou électroniques.

I.4.3.2. Charges non renforçantes :

Permettent de diminuer le coût des résines tout en gardant les performances. Les principales charges sont en carbonates et silicates (les silices). On a aussi les charges ignifugeantes qui ont pour rôle de réduire ou d'empêcher les phénomènes de combustion. Par exemples l'hydrate d'alumine, l'oxyde d'antimoine.

I.4.3.3. Charges conductrices et antistatiques :

Poudre ou paillettes métalliques en cuivre, fer, aluminium Des microbilles de verre métallisées (cuivre argent) Des particules de carbone (noir de carbone) Des filaments métalliques

I.4.3.4. Les additifs :

Les additifs, se trouvent en faible quantité et interviennent comme :Lubrifiants et agents de démoulage

Pigments et colorants Agents anti-retraits Agents anti-ultraviolets

I.5. Elaboration des composites :

Le mélange renfort/matrice ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme des dernières phases de fabrication, c'est-à-dire durant le durcissement de la matrice. Il sera alors impossible de le modifier ultérieurement, comme on peut modifier la structure d'un alliage métallique, par traitement thermique par exemple. Dans le cas des composites à matrice résineuse, cette dernière doit être polymérisée.

L'élaboration des composites se fait suivant la nature des matrices à savoir :

I.5.1. Matrice organique

Il existe des procédés de moulage spéciaux pour la fabrication de différentes pièces suivant la demande spécifique attendue. On distingue plusieurs procédés d'élaboration dont les plus courants sont:

1.5.1.1 Moulage sans pression : (moulage au contact, moulage par projection simultanée)

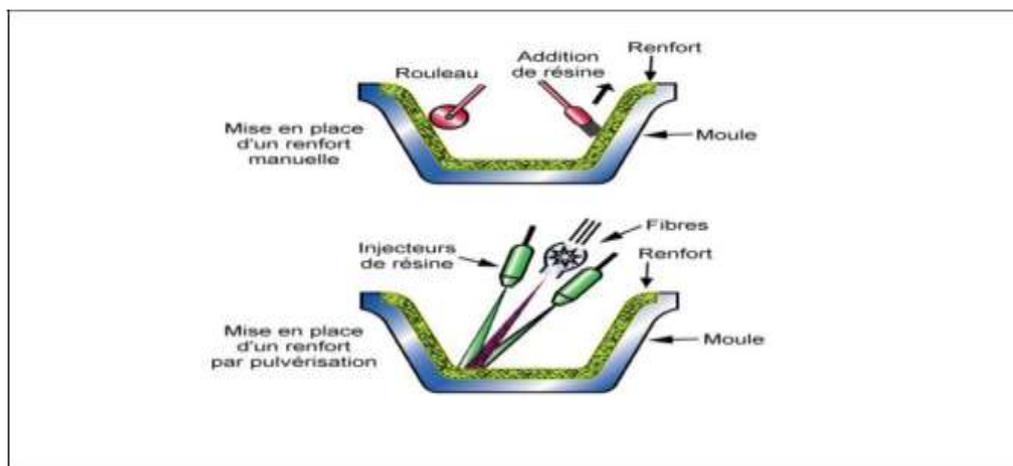


Figure I -11-Moulage en contact

Dans les méthodes de mise en œuvre manuelle, (hand Lay-up), on enduit avec une résine un moule ouvert (fait en polymère renforcé de fibres de verre, en bois, en plâtre, en ciment ou en alliage métallique léger) pour donner au moulage une peau superficielle lisse. Lorsque celle-ci a réticulé, on dépose à la main une couche de renfort (des fibres de verre ou de carbone tissées ou tricotées), on applique la résine avec une brosse ou un pistolet vaporisateur, on lamine ensuite la couche pour distribuer complètement la résine à travers les fibres. On répète cette opération couche après couche jusqu'à ce que l'on atteigne l'épaisseur désirée. Dans le pistolage (spray-up) on mélange une résine avec des fibres coupées que l'on pistole dans un moule ; on utilise cette technique pour de grandes pièces pour lesquelles le pourcentage de renfort doit être important (figure 1.11).

1.5.1.2 Moulage sous vide

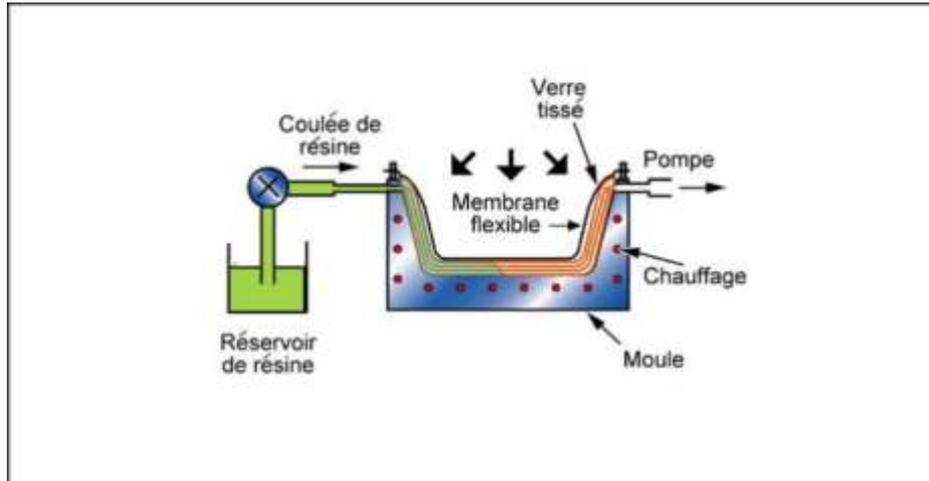


Figure I -12-Moulage sous vide ou au sac

Le moulage par transfert de résine sous vide (vartm) est une technique, impliquant des coûts d'outillage réduit, pour fabriquer de grandes pièces complexes avec des matériaux composites.

On dispose le renfort dans le moule sous forme de couches de tissus secs. Ces renforts sont recouverts par une pellicule de démoulage et l'ensemble est mis dans un sac. On aspire la résine dans le sac par le vide et elle s'écoule en imprégnant les tissus, ensuite on la fait polymériser (figure 1.12)

1.5.1.3 Moulage par compression (moulage par compression à froid, moulage par compression à chaud).

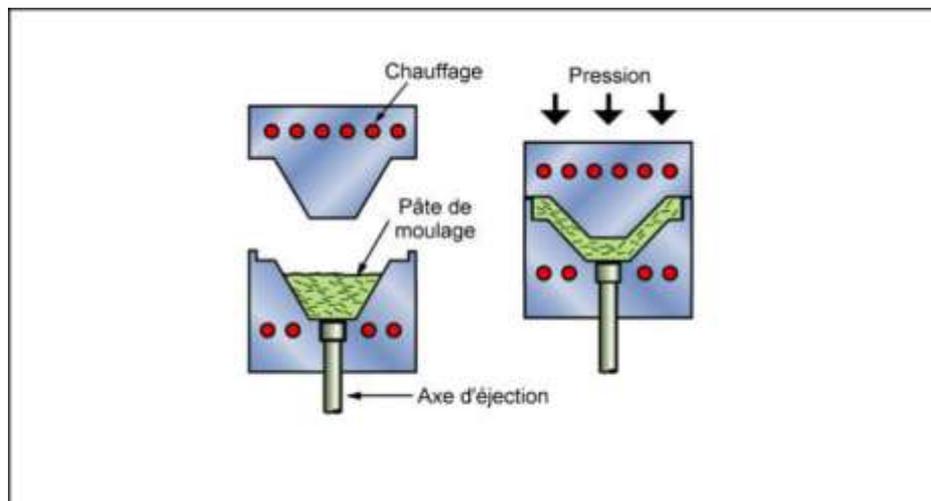


Figure I -13-Moulage par compression

Le moulage de compounds préimprégnés en masse (bmc) est un des procédés les plus économiques pour la production de grandes séries de pièces de petites et de moyennes dimensions. Dans ce procédé, on place une préforme de compound de moulage (résine, renfort, catalyseur et additifs déjà pré-mélangés dans des proportions optimales) dans la cavité d'un moule chauffé, et ensuite on la presse aux dimensions finales. On utilise des pressions qui vont de 0,5 à 15 MPa (figure 1.13).

1.5.1.4 Moulage par enroulement filamentaire : (enroulement circonférentiel, enroulement hélicoïdal continu et discontinu, enroulement polaire).

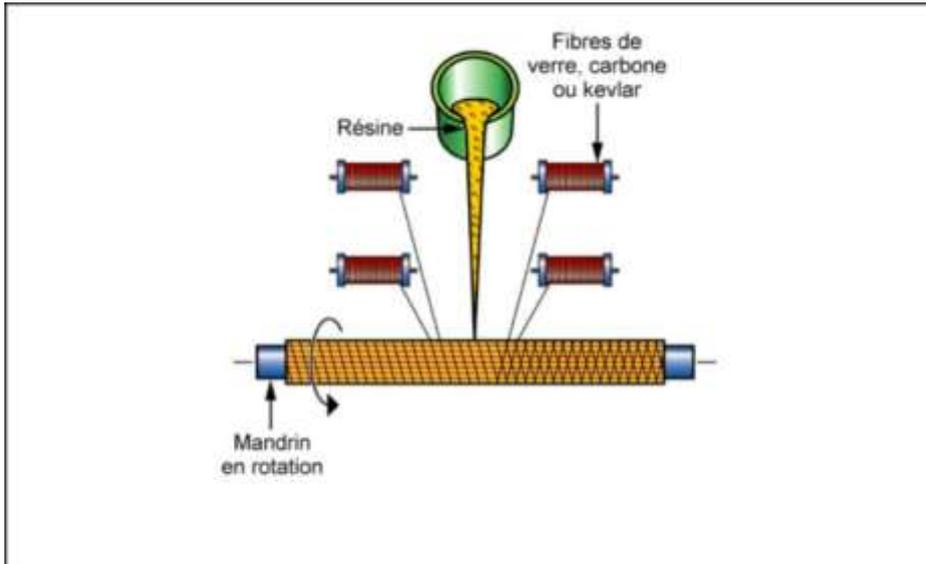


Figure I -14- Moulage par enroulement filamentaire

Des pièces à symétrie axiale sont produites en enroulant le renfort imprégné de résine (faisceau de fibres ou bandelette) sur un mandrin en rotation fait en acier ou en plâtre. On choisit le schéma d'enroulement – hélicoïdal, circulaire ou polaire – pour maximaliser les performances de l'application (figure 1.14).

1.5.1.5 Moulage par projection [15] :

La résine catalysée et les fibres de renfort coupées sont projetées simultanément au moyen d'un pistolet sur une forme (figure 1.15)

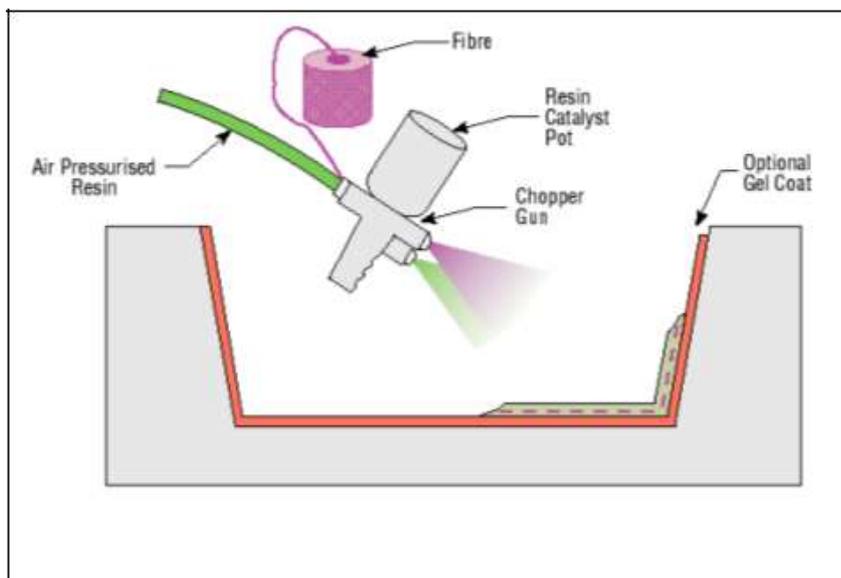


Figure I.15 : Moulage par projection

1.5.1.6 Moulage par pultrusion [16] :

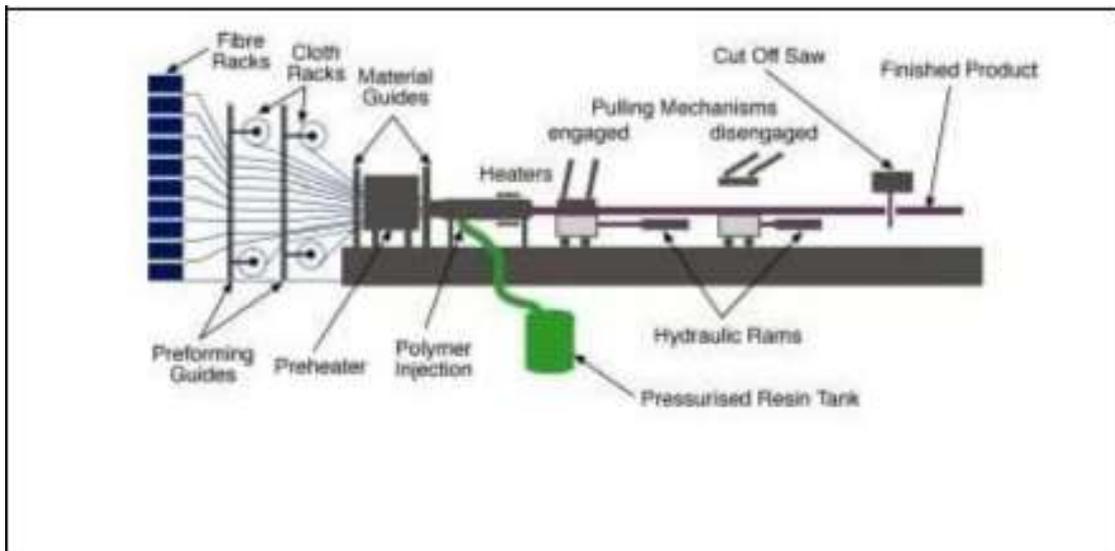


Figure I-16 : Moulage par projection

Les fibres sont tirées d'un cantre à travers un bain de résine, puis à travers une filière chauffée. La matrice achève l'imprégnation de la fibre, contrôle la teneur en résine et durcit le matériau dans sa forme finale lors de son passage à travers la matrice. Ce profil durci est ensuite automatiquement coupé à la longueur. Des tissus peuvent également être introduits dans la filière pour fournir une direction de fibre autre qu'à 0°. Bien que la pultrusion soit un procédé continu, produisant un profil de section constante, une variante connue sous le nom de « pulforming » permet d'introduire une certaine variation dans la section. Le processus tire les matériaux à travers la matrice pour l'imprégnation, puis les serre dans un moule pour le durcissement. Cela rend le processus non continu, mais tient compte de petits changements de section transversale (figure 1.16).

1.5.1.7 Moulage par centrifugation :

Principe

Procédé de moulage limité aux enveloppes cylindriques. A l'intérieur d'un moule cylindrique en rotation à basse vitesse, on dépose des fils coupés à partir de rowing (ou du mat), de la résine catalysée et accélérée et éventuellement des charges granulaires. Puis, on augmente la vitesse de rotation du moule pour densifier et débuller la matière. Après durcissement de la résine, éventuellement accélérée par un apport thermique, on peut extraire très facilement la pièce du moule.

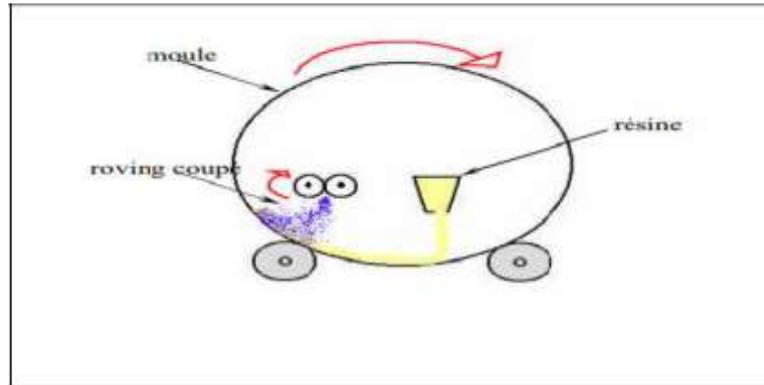


Figure I.17 : Moulage par centrifugation

I.5.2. Demi-produit

Pour la mise en œuvre de demi-produits (prés imprégnés), on fait appel aux mêmes techniques que le moulage à partir de fils ou tissus.

I.5.3. Matrices métalliques

Les procédés de fabrication sont classés selon le mode de mise en œuvre de la matrice, phase gazeuse, liquide ou solide, les deux derniers sont les plus utilisés.

I.5.4. Matrices céramiques

Elles sont élaborées en faisant appel à des précurseurs par voie gazeuse ou liquide de la matrice. Par voie gazeuse, l'infiltration chimique en phase vapeur dérive du dépôt chimique en phase vapeur (DPCV). Ces procédés sont lents mais conduisent à des matériaux de haute qualité. Les procédés par voie liquide font appel à des précurseurs constitués d'un seul ou d'un composé organométallique et l'imprégnation du renfort fibreux est réalisée selon les technologies des composites à matrice organique. Une opération de pyrolyse à haute température est ensuite effectuée.

I.6 Architecture des composites [3]

I.6.1 Définitions

Les définitions suivantes sont utilisées pour comprendre les différentes architectures des composites :

A. Renfort unidirectionnel

Fibres de renforcement disposées dans une seule direction (sauf indication contraire, le renfort est supposé continu)

B. Tissus

Assemblage de mèches entre lacées.

C. Renfort dispersé

Fibres disposées sans direction préférentielle, ou réparties aléatoirement sur une surface (sauf indication, les fibres sont supposées coupées et de quelques centimètres de longueur) – autre dénomination : mat.

D. Pli

Nappe élémentaire dans la constitution d'un stratifié.

E. Couche

Ensemble de plis identiques empilés dans la même direction

I.6.2 Stratifiés

Les stratifiés sont constitués de couches successives de renforts (fils, stratifiés, mats...etc.) Imprégnées de résine, orientées de façon quelconque les unes par rapport aux autres (Figure I.18)

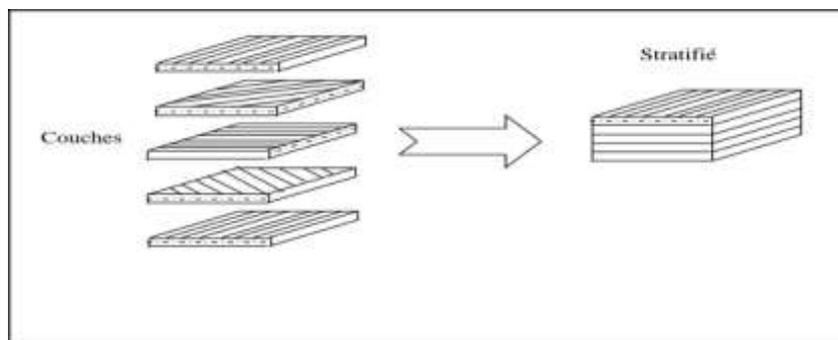


Figure I.18 : Constitution d'un stratifié

Les avantages des stratifiés résident dans la possibilité d'adopter et de contrôler l'orientation des fibres pour que le matériau résiste à des sollicitations déterminées dans des meilleures conditions.

A. Plan moyen

C'est par définition le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur du stratifié. Le plan moyen a par convention pour cote $Z = 0$ (Figure I.19).

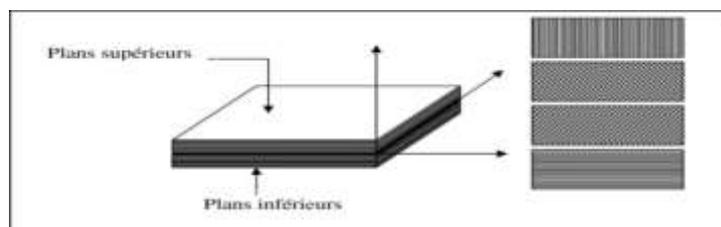


Figure I.19 : Repérage du plan moyen

B. Code de représentation d'un stratifié

Le codage se fait comme suit : depuis le pli extrême de coté $Z < 0$ jusqu'au pli extrême de coté $Z > 0$

- Chaque pli est repéré par son orientation

- Les plis successifs sont séparés par (/)
- Lorsque plusieurs plis de même direction sont groupés, un chiffre en indice indique le nombre de plis identiques.

La (figure I.20) schématise un stratifié code (45/0/45/90/2/30)

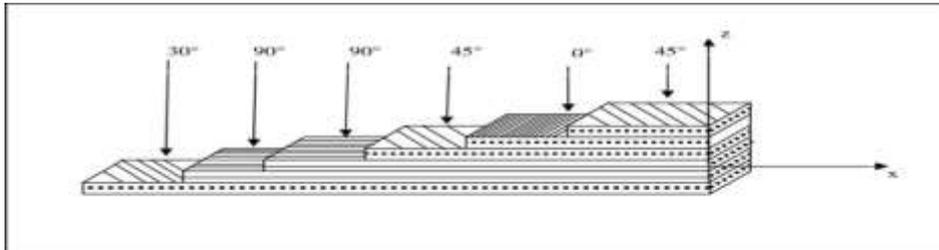


Figure I.20 : Désignation d'un stratifié

c. Stratifié hybride : Le stratifié comporte au moins deux renforts de nature différente (par exemple verre et carbone ou tissus mixtes à tissage de fils de natures différentes : verre et aramide...).

I.6.3 Composite sandwich -1-

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression), deux

- feuilles » ou peaux (possédant de bonnes caractéristiques en traction) ; l'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité.

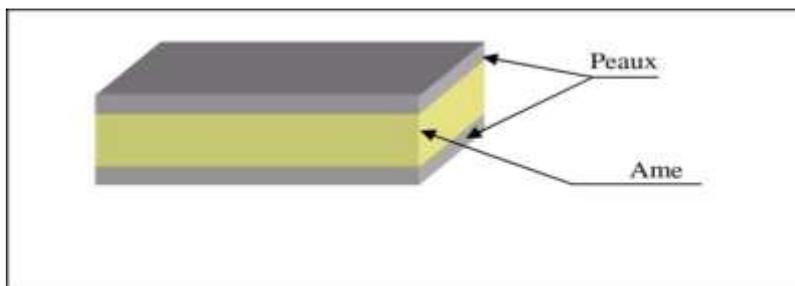


Figure I.21 : Structure en sandwich

Les âmes peuvent être pleines (bois, mousse, ...etc.) ou creuses (alliages métalliques léger, papier, ...etc.). Les peaux sont des stratifiés ou des feuilles d'alliages légers [1]

Il existe encore d'autres architectures :

- Les plastiques renforcés (avec des fibres courtes, des billes ou des poudres)
- Les composites volumiques (élaborés à partir de tissages volumiques)

-

I.7- Mécanismes d'endommagement des composites au niveau de l'interface Fibre- matrice :

I.7.1 .Introduction :

Par mécanismes de rupture, il faut comprendre tout processus mécanique produisant au sein d'un matériau une " discontinuité" locale de matière appelée fissure. Il est usuel de parler d'initiation de la rupture, l'initiation de la rupture peut être considérée comme la création des microfissures à l'échelle microscopique (celle des constituants) à partir d'un défaut, on parlera de microfissuration.

La propagation de la rupture est le résultat de la création de nouvelles surfaces de rupture à l'échelle macroscopique (plusieurs fois celle des constituants), à partir des microfissures existantes. On parlera également de macro- fissuration. Dans le cas des matériaux composites, l'initiation de la rupture se produit généralement bien avant l'observation d'un changement du comportement macroscopique.

I.7.2.Généralités sur l'endommagement des composites :

La ruine (ou rupture) macroscopique d'un matériau ou d'une structure composite n'est pas initiée par un unique mécanisme d'endommagement comme nous pouvons le rencontrer dans les matériaux composites. En effet, la rupture d'un composite est le résultat d'une somme de dégradations observées à différentes échelles du composite.

Ces endommagements ne sont pas présents uniformément dans la structure. Ils dépendent du type de sollicitation, mais aussi de l'orientation et de la proportion des renforts. Sandhu [14] s'est d'ailleurs intéressé à la détermination de la part de chacune des sollicitations uniaxiales élémentaires (longitudinale, transversale, cisaillement) dans l'endommagement d'un stratifié.

Ainsi, les différents mécanismes d'endommagement (Figure I -22) susceptibles d'être rencontrés dans les matériaux ou structures composites sont :

- **A l'échelle microscopique** apparaissent des ruptures d'adhérence entre les fibres et la matrice (décohésion fibres/matrice) ou de porosité, c'est le cas étudié dans ce travail.
- **A l'échelle mésoscopique**, ou échelle du pli, on observe des fissures intra/laminaires transverses (perpendiculaires à la direction de sollicitation) ou longitudinales (dans la direction de l'application de l'effort) et des ruptures de fibres au stade ultime de la ruine du matériau,
- **A l'échelle macroscopique**, on observe le phénomène de délaminage qui correspond à une séparation locale entre deux couches liée à une concentration importante des contraintes en cisaillement s'amorçant généralement aux bords libres de la structure.

La rupture des fibres, induite essentiellement par une traction axiale, intervient lorsque la contrainte de traction dans une fibre atteint la contrainte de rupture de la fibre. Ces ruptures de fibres entraînent des concentrations de contraintes de cisaillement à l'interface fibre-matrice.

Elles favorisent la multiplication des ruptures des fibres voisines intactes, combinant l'aspect statistique de la rupture de la fibre et les capacités de report de charge dans la matrice. Sous chargement constant, l'augmentation de charge n'étant plus le facteur d'activation de

l'accumulation de ruptures de fibres, il faut envisager les propriétés viscoélastiques de la matrice pour justifier de sa poursuite.

La ruine du matériau est le résultat de la combinaison potentielle de l'ensemble des mécanismes élémentaires du pli unidirectionnel (décohésion fibre/matrice, fissures intra laminaires, ruptures de fibres) et a l'interface entre les plis (délaminage).

Ces mécanismes peuvent être initiés par la présence de fissures intra laminaires présentes dans les plis. Ces fissures peuvent être générées par des concentrations de contraintes, des discontinuités des champs de contraintes entre les plis ou peuvent être présentes initialement dans le matériau (défauts apparus lors de la fabrication ou liés à des effets de bords). Leur propagation et coalescence est induite par différentes sollicitations, de diverses origines (mécanique, thermique, thermomécanique, hydrique...).

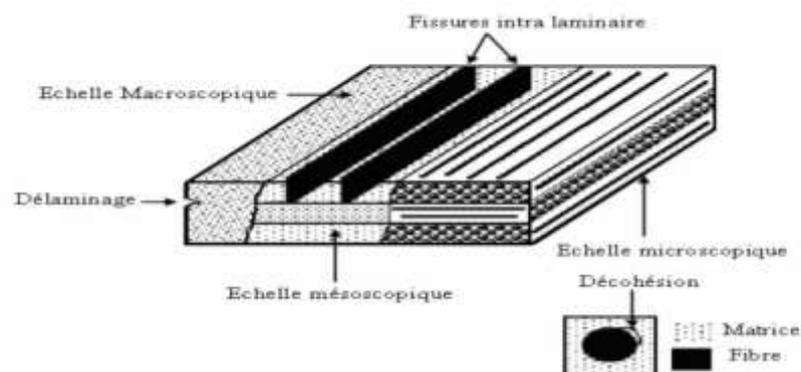


Figure I -22. Représentation schématique des différentes échelles d'analyse d'un matériau composite à matrice polymère et fibres longues. [15]

I .7.3.Les divers mécanismes de rupture dans un composite unidirectionnel :

I .7.3.1.Rupture de fibre :

Dans un matériau composite unidirectionnel soumis à des sollicitations mécaniques, la rupture des fibres intervient lorsque la contrainte de traction σ_f dans une fibre atteint la contrainte à la rupture σ_{fu} de la fibre (Figure I -23). La rupture de la fibre produit une concentration de contraintes au voisinage de la rupture. La redistribution de ces contraintes, et par conséquent le processus de rupture résultant, dépend principalement :

- de la contrainte à la rupture des fibres.
- de la capacité de la matrice à absorber l'énergie a libéré.
- des propriétés de l'interface de fibre-matrice, etc.
-

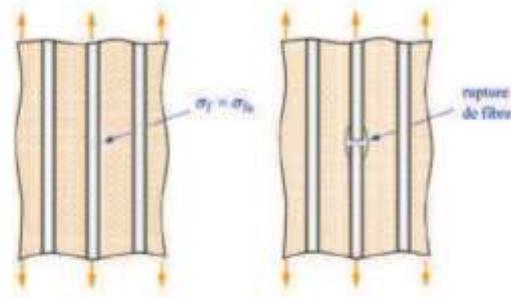


Figure I -23-Rupture de fibre.[16]

I .7.3..2. Fissuration matricielle :

La fissuration de la matrice peut se produire, soit par fissuration (figure. II.3), lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, soit par fissuration longitudinal (Figure I -24) lorsque la contrainte de cisaillement

- dans la matrice atteint la contrainte en cisaillement à la rupture σ_{mu} , généralement au voisinage d'une fibre. Ce dernier mode de rupture, appelé « splitting » ; par les anglo-saxons, se produit lorsque la contrainte de décohesion est supérieure à la contrainte en cisaillement à la rupture de la matrice: $\sigma_d > \sigma_{mu}$. Dans le cas contraire ou $\sigma_d < \sigma_{mu}$, il se produit une rupture par décohesion de l'interface fibre-matrice (Figure I -25).

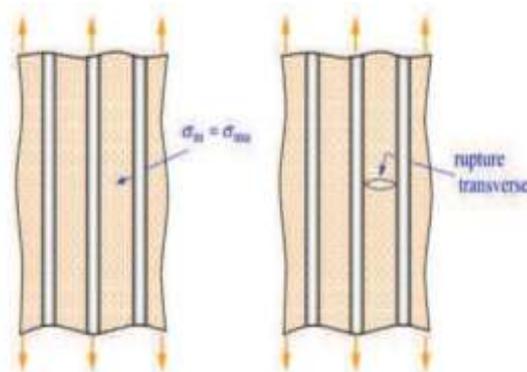


Figure I -24-Rupture transverse de la matrice.[16]

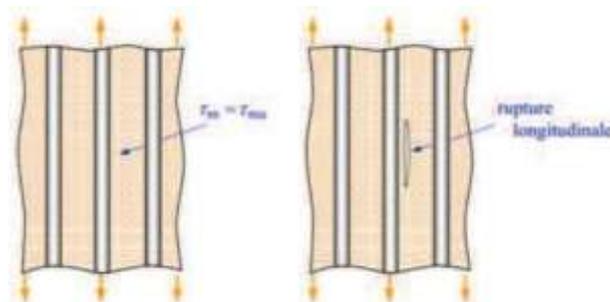


Figure I -25-Rupture longitudinale de la matrice.[16]

I.7.3.3. Décohésion fibre-matrice :

La rupture finale d'un matériau composite unidirectionnel est le résultat de l'accumulation de ces divers mécanismes élémentaires. L'initiation, puis la propagation de la rupture dépendent :

- des propriétés des fibres et de la matrice.
- de l'interface fibre-matrice.
- de la fraction volumique des fibres.
- de l'état et des conditions de sollicitations mécaniques imposées.

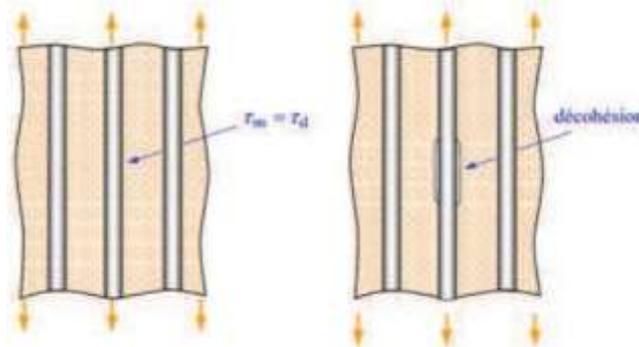


Figure I -26-Décohésion fibre-matrice.[16]

Dans le cas d'un composite à fibres unidirectionnelles sollicité parallèlement aux fibres, on peut distinguer les cas suivants :

- **Cas d'une interface très forte** : Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, on aura une propagation de la fissure initiée soit par rupture de fibres, soit par rupture de la matrice comme si elle n'avait rencontré aucun obstacle, la rupture observée sera de type fragile.
- **Cas d'une interface très faible** : la fissuration matricielle est déviée à l'interface, la décohésion fibre-matrice s'étend sur une très grande distance.
- **Cas d'une interface ayant des propriétés intermédiaires** : la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface.

I.7.4 .Comportement d'un composite unidirectionnel :

Dans un composite thermoplastique unidirectionnel sollicité parallèlement aux fibres, le comportement à rupture peut être imaginé comme étant constitué des séquences suivantes [17] :

- **Cas des fibres et matrice subissent la même déformation** :

Le composite possède donc un comportement linéaire élastique jusqu'à l'apparition d'une première fissure matricielle. Cette fissure se propage et s'approche d'une fibre, ensuite on peut distinguer les cas suivants:

A- Cas d'une interface très forte:

Si l'adhérence entre fibres et matrice est très forte, la fissure continue sa propagation comme si elle n'avait rencontré aucun obstacle, mode I (mode d'ouverture). Cela entraîne aussi des concentrations de contraintes sur les fibres voisines et provoque la rupture catastrophique du composite. Le comportement du composite est celui d'un matériau fragile et les fibres n'exercent aucun effet de renforcement sauf éventuellement par leur énergie de rupture. Qui ne peut plus jouer son rôle de renfort. Ce type de matériau possède un comportement fragile, comme une céramique monolithique. Alors la déformation des deux constituants est élastique. Il n'y a aucun déplacement relatif entre fibre et matrice, le transfert de charge s'effectue par l'intermédiaire d'une forte contrainte de cisaillement dans la matrice, dont l'intensité décroît lorsqu'on s'éloigne radialement de la fibre (Figure I -27).

B- Cas d'une interface très faible:

Si l'interface est trop faible, la fissure matricielle est bien déviée à l'interface, mais la décohésion entre fibres et matrice s'étend sur une très grande distance sur laquelle la matrice n'intervient donc plus. Là également, la résistance du composite est très faible, mode II et III.

C- Cas d'une interface relativement faible:

Si l'adhérence entre fibres et matrice est relativement faible, la fissure au contact d'une fibre se dévie dans un plan perpendiculaire (mode II de la rupture) en provoquant un décollement de la matrice au niveau de l'interface. Le mode II, ou mode de glissement droit, est la situation recherchée dans la déviation de fissure, avec le mode III (glissement vis). En règle générale, la propagation de la fissure est en mode mixte combinant le mode I et les deux autres modes (II et III) voir la Figure I -27

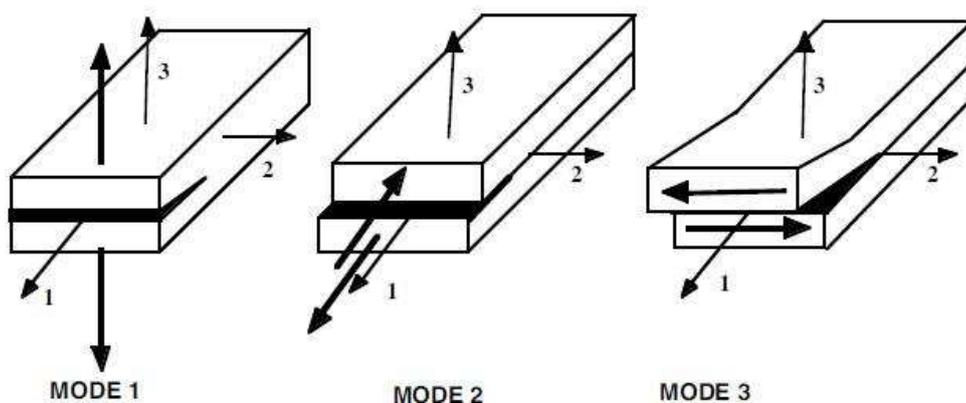


Figure I -27-Modes d'endommagement.

I.7. 5.Composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale :

Dans le cas d'un composite unidirectionnel soumis à une traction longitudinale, l'initiation de la rupture se produit généralement soit par rupture des fibres lorsque la déformation à la rupture des fibres est plus faible que celle de la matrice ($\sigma_{fu} < \sigma_{mu}$), soit par rupture transverse de la matrice dans le cas contraire.

Dans le cas ($\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$), les courbes contrainte-déformations sont représentés sur la Figure I -28.

En admettant l'égalité des déformations dans la fibre et dans la matrice, la relation de contrainte à la rupture du composite ε_{cu} s'écrit au moment de la rupture:

$$\sigma_{cu} = \sigma_{fu} \cdot V_f + (\sigma_m) \varepsilon_{fu} (1 - V_f) \quad (I.1)$$

Où σ_{fu} la contrainte à la rupture des fibres et $(\sigma_m) \varepsilon_{fu}$ la contrainte dans la matrice pour une déformation égale à la déformation ε_{FU} à la rupture des fibres.

La contrainte $(\sigma_m) \varepsilon_{fu}$ est inférieure à la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice, d'où:

$$\sigma_{cu} \leq \sigma_{fu} \cdot V_f + \sigma_{mu} \cdot (1 - V_f) \quad (I.2)$$

Généralement, l'expression retenue pour la contrainte à la rupture du composite est la loi des mélanges:

$$\sigma_{cu} = \sigma_{fu} \cdot V_f + \sigma_{mu} \cdot (1 - V_f) \quad (I.3)$$

Avec pour les fractions usuelles de fibres:

$$\sigma_{cu} = \sigma_{fu} \cdot V_f \quad (I.4)$$

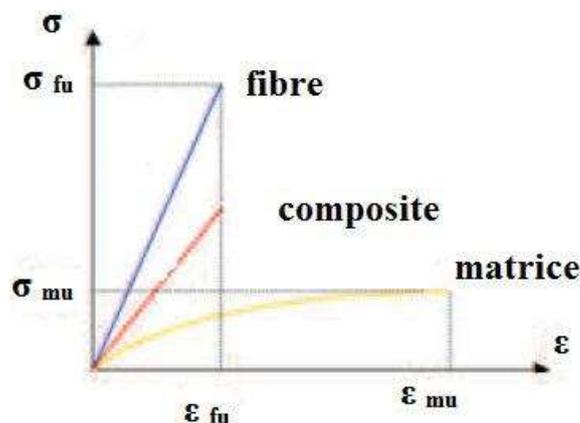


Figure I -28-courbe contrainte/déformation d'un composite soumis à une traction longitudinale

($\varepsilon_{fu} < \varepsilon_{mu}$)[16]

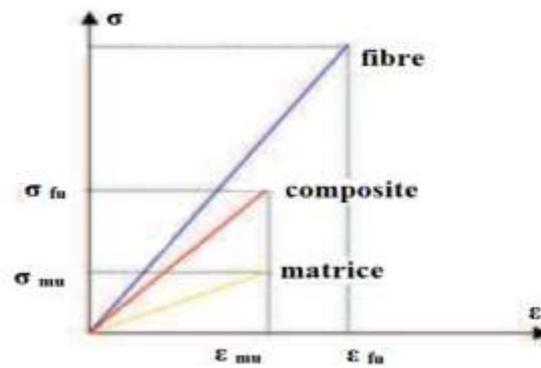


Figure I -29-courbe contrainte/déformation d'un composite soumis à une traction longitudinale (ϵ_{fu}) ϵ_{mu}).[16]

Dans le cas où la déformation à la rupture de la matrice est inférieure à celle des fibres Figure I -29, la contrainte à la rupture est donnée par l'expression :

$$\sigma_{cu} = \sigma_f \cdot \epsilon_{mu} \cdot V_f + (\sigma_{mu})(1 - V_f) \quad (\text{II.5})$$

Où σ_f ϵ_{mu} est la contrainte dans la fibre au moment de la rupture de la matrice.

La valeur est alors bien inférieure à celle donnée par l'expression (2. 1). La matrice ne permet pas dans ce cas de bénéficier totalement du renfort des fibres.

Les caractéristiques mécaniques des fibres usuelles sont:

- pour les fibres de carbone:

$$E_f = 231 \text{ GPa} \quad \sigma_{fu} = 3000 \text{ à } 4000 \text{ MPa} \quad \text{soit } \epsilon_{fu} = 1.4 \text{ à } 1.8 \%$$

-pour les fibres de Graphite -E :

$$E_f = 4.025 \text{ à } 4.41 \text{ GPa} \quad \sigma_{fu} \approx 50 \text{ à } 90 \text{ MPa} \quad \text{soit } \epsilon_{fu} = 0 \text{ à } 3 \%$$

-L'allongement à la rupture des résines usuelles est:

$$\text{- pour les résines époxydes:} \quad \epsilon_{mu} = 2 \text{ à } 5 \%$$

I .7.6.Composite unidirectionnel soumis à une traction transversale :

Dans le cas d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transversale, la rupture se produit soit par rupture de la matrice, soit par décohésion de l'interface fibre-matrice. La rupture de la matrice se produit lorsque la contrainte en traction σ_m dans la matrice atteint la contrainte à la rupture σ_{mu} de la matrice (figure II.9).

Ce processus intervient lorsque la contrainte à la rupture de la matrice est inférieure à la contrainte de décohésion σ_d en traction de l'interface fibre-matrice.

Dans le cas contraire ($\sigma_{mu} > \sigma_d$), la rupture du composite se produit par rupture de l'interface fibre- matrice.

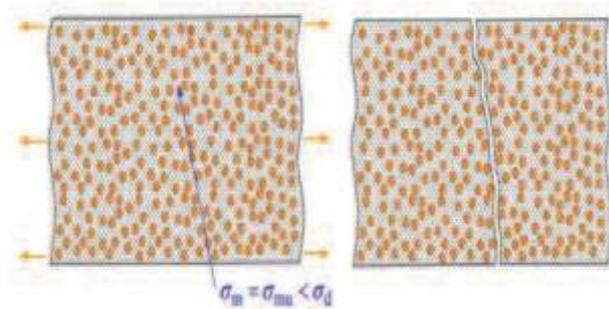


Figure I -30- Rupture d'un composite unidirectionnel soumis à une traction transversale.[16]

I .7.6.1.Description du matériau carbone/époxy :

Le matériau qui fait l'objet de cette étude est le carbone/époxy, un matériau couramment utilisé dans l'industrie aéronautique et utilisé par Ahmed Boutaous [37]. Il s'agit plus particulièrement de la référence **T300/914**. Composite unidirectionnelles (UD) de pré-impregné. Le pré-impregné est une association de fibres et de résine (thermoplastique ou thermodurcissable) dans un état de prépolymérisation adapté à la mise en œuvre (stockage, manipulation, drapage).

I .7.6.2. Description du matériau Graphite -E / époxy (mélange combiné ultrasons et cisaillement) :

Dans ce procédé, une solution de DGEBA et de graphite nano-feuillets est d'abord traité par mélange par ultrason suivie de mélange au cisaillement d'une manière écrite par Asma Yasmine [18].

I .7.6.3.Nappe unidirectionnelle :

La nappe unidirectionnelle (UD) est obtenue à partir de fibres alignées et dirigées parallèlement dans un bain de résine à l'état liquide. Ce procédé de dépôt de la résine sur les fibres est appelé imprégnation par voie solvant d'où le nom de pré-impregné (ou "prepreg") donné aux nappes UD. Après l'association des fibres et de la matrice, un passage à l'étude : élimine le solvant et ajuste la viscosité. La dernière étape,

avant le stockage, consiste à faire passer le pré-impregné dans un laminoir afin d'imposer une épaisseur du pli. Le stockage des pré-impregnés se fait à -18°C pour éviter la réticulation trop rapide de la résine. A la réception des rouleaux de nappes UD par les utilisateurs (industriels, laboratoires de recherche,).[19]

Pour sa réception, le produit fabriqué présenté sous forme de rouleaux est soumis à un contrôle de qualité rigoureux. Ses caractéristiques générales doivent répondre aux normes réglementaires. Ce contrôle est de vérifier la validité des données du fabricant via des essais physico-chimiques sur le pré-imprégné. Ces essais consistent à déterminer : La masse surfacique du pré-imprégné, son taux massique, sa teneur en matières volatiles et l'écoulement conventionnelle de la résine appelé flot. Des essais mécaniques et chimiques sont effectués sur des prélèvements par éprouvettes qui donnent aussi le taux volumique de fibres et le taux de porosité dans la matrice et en dernier temps, des essais mécaniques destructifs permettant de vérifier les caractéristiques mécaniques du matériau en fonction du processus de fabrication retenu.[20]

CHAPITRE 2

DEGRADATIONS ET LES LIMITES DES COMPOSITES

II – 1-Dégradations et les limites des composites [21]

II -1 .1- Les défauts internes

Les principales dégradations des matériaux composites proviennent des actions mécaniques qu'ils subissent. En effet, le réseau d'interfaces structurées des stratifiés (surtout à fibre longue) est particulièrement exposé aux dégradations car ces interfaces sont situées entre des constituants ayant des propriétés mécaniques différentes.

Lors de contraintes, les endommagements ont ainsi tendance à suivre ce réseau de fibres. Des phénomènes différents peuvent aussi se produire dans les plis de ce réseau en fonction du sens de sollicitation de l'effort : parallèle aux fibres ou non.

II -1-1-1 -Le contact

-La rupture des fibres :

La rupture des fibres survient par la force d'un impact ou par un effort conséquent. Chaque fibre se brise une à une face à ces efforts. Le stratifié perd très rapidement l'essentiel de sa rigidité dans la direction concernée.



Figure II-1- Rupture fibre en traction[22]



Figure II-2- Rupture fibre en compression[23]

II -1-1-2 - Dégradations physiques suite à des sollicitations non parallèles aux fibres

Ces dégradations peuvent apparaître dans un premier temps suite à des sollicitations perpendiculaires ou de cisaillement mais s'accroissent progressivement avec l'intensité de la contrainte. Ces phénomènes peuvent être localisés au niveau des fibres ou au niveau des plis.

-Endommagements au niveau des fibres :

Ils sont presque indétectables, mais ne posent pas de réels problèmes sauf si les contraintes continuent à augmenter. Des phénomènes plus graves pourront apparaître.

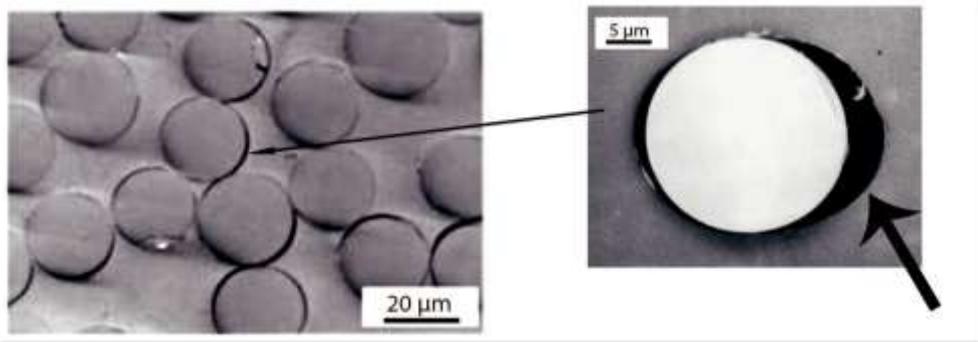


Figure II-3- Décohésion entre la fibre et la matrice [24]

Suite à une trop forte sollicitation, les constituants matrice et fibre se désolidarisent, lesquelles désolidarisations sont facilitées par des concentrations de contrainte affectant l'interface. Ce défaut va s'accroître progressivement sans pour autant ruiner le matériau. On parle alors de phénomène diffus[21].

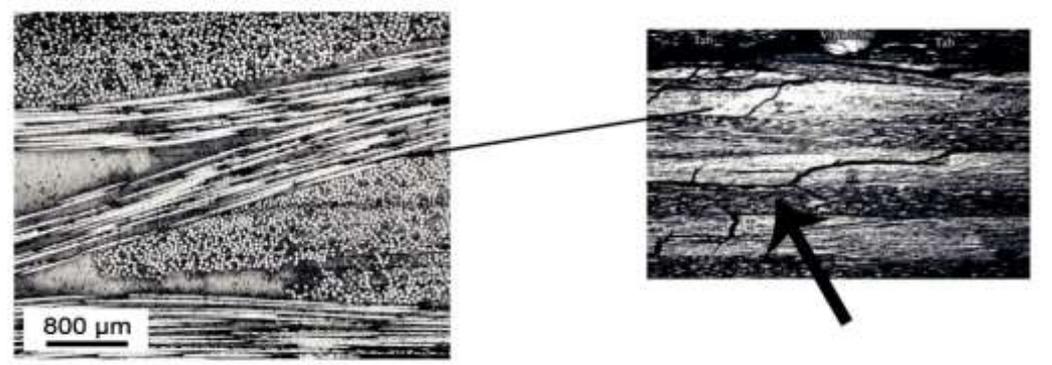


Figure II-4- Micro délaminage (délaminage diffus)[25]

Il s'agit de minuscules fissures parallèles au plan du stratifié. Plus l'angle de croisement des plis est important, plus ces microfissures seront nombreuses.

-Endommagements au niveau des plis :

Le phénomène des microfissures, vu précédemment, peut croître sous l'effet de trop fortes pressions et provoquer ainsi des dégradations plus étendues.

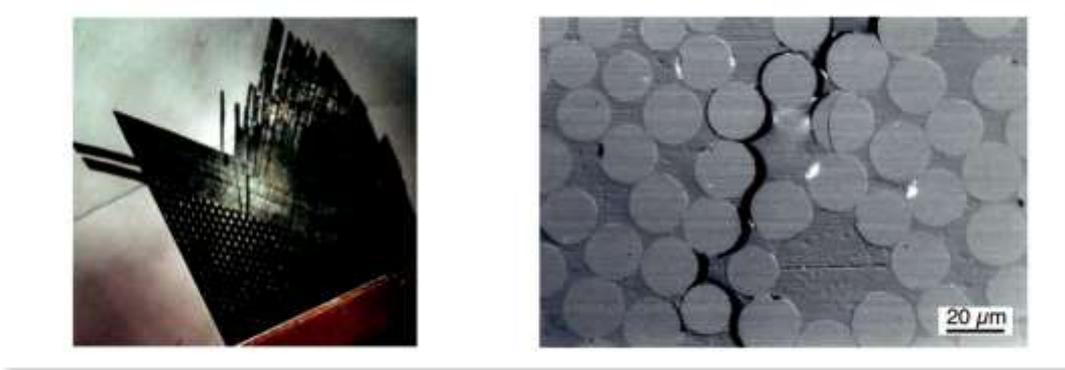


Figure II-5- Fissurations transverses[26]

Ce phénomène est très fréquent aux plis à 90° (plis perpendiculaires au chargement) d'où le nom de fissuration transverse.

Tant que les plis à 0° restent intacts, le stratifié continue à supporter la charge.

Mais le plus souvent une redistribution du phénomène vers les plis encore intacts mène inexorablement à la ruine du matériau.

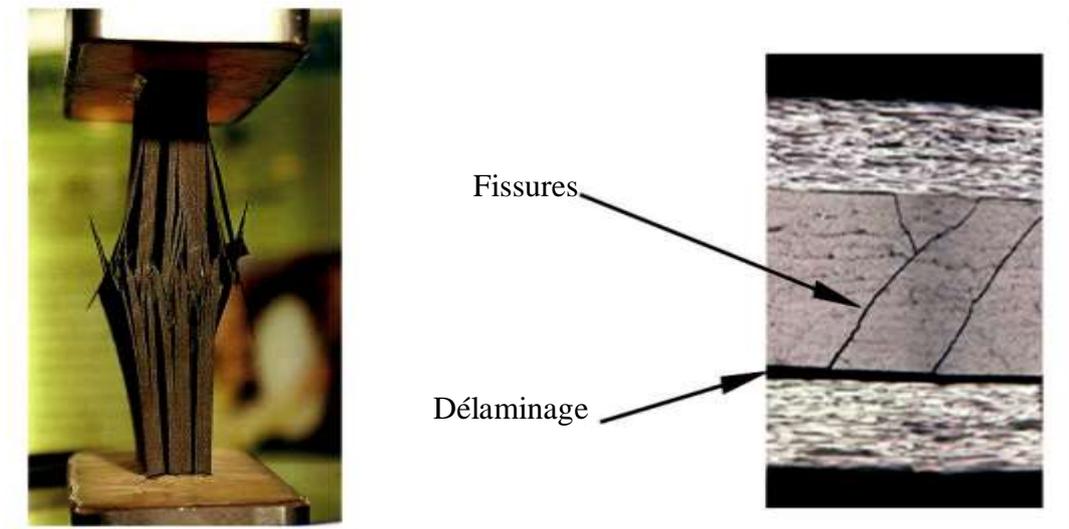


Figure II-6- Délaminage[27]

Les fissures transverses ont tendance à poursuivre leur chemin jusqu'à chaque changement de plis et c'est à cette jonction que le décollement entre les plis opère : c'est le délaminage. Ce décollement important est accéléré par le microdélaminage, lequel peut fragiliser les interfaces

. -La ruine du stratifié :

La ruine du stratifié est la cause de deux principaux endommagements : la rupture des fibres et le délaminage.

La rupture de fibre est souvent la conséquence directe d'un choc. C'est le type d'endommagements auquel nous sommes confrontés en réparation automobile.

Le délaminage est souvent celui qui pose le plus de soucis en fabrication, car il dépend essentiellement de la conception d'origine du stratifié. Il apparaît le plus souvent aux endroits sensibles de la pièce (trous pour passages divers, raccords entre stratifiés différents, etc.).[21]

En résumé :

La figure ci-dessous récapitule les différents phénomènes physiques susceptibles de se produire dans un stratifié, suite à des dégradations mécaniques.

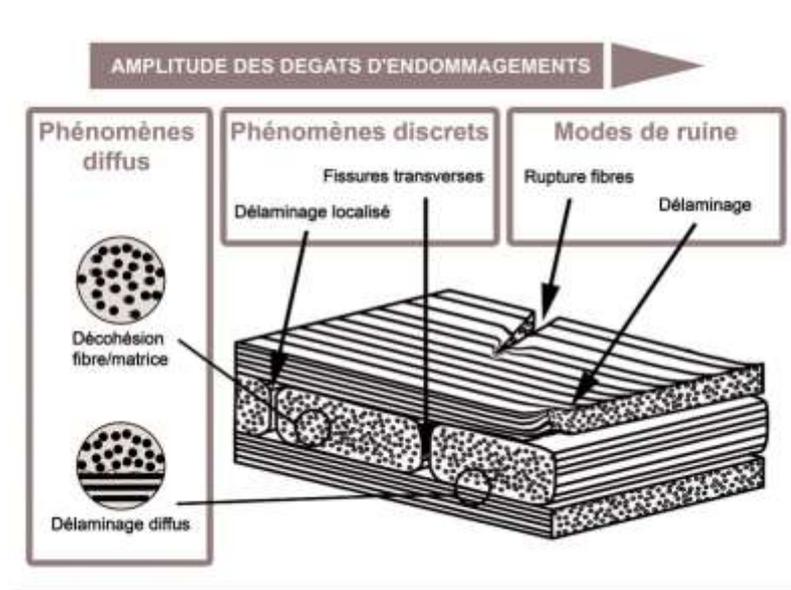


Figure II-7- Phénoménologie des dégradations[28]

II -1-2- Les effets à prendre en compte sur le comportement :

Le comportement d'un composite est la relation entre les efforts appliqués et la déformation du matériau.

Les composites peuvent être ruinés par des dégradations telles la rupture de fibre ou le délaminage. Ces endommagements apparaissant suite à de très fortes contraintes, il est nécessaire de faire attention au sens des fibres.

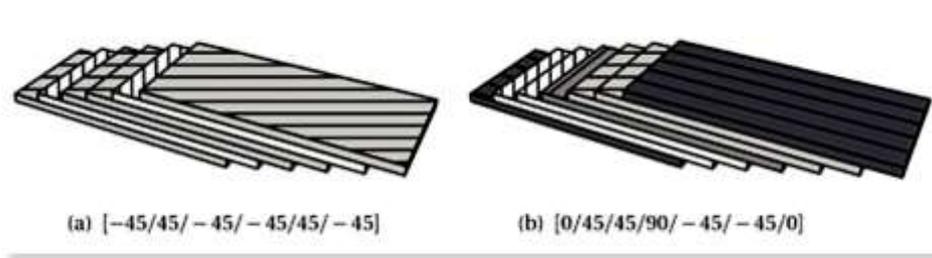


Figure II-8- Renforts[29]

En jouant sur l'ordre et l'orientation des plis, il est possible d'adapter les propriétés mécaniques du stratifié face à ces sollicitations extérieures, et donc d'atteindre un haut niveau d'optimisation en mettant la matière là où elle est la plus utile.

A l'échelle de la structure, les comportements mécaniques ainsi obtenus peuvent être très complexes. Idéalement, les concepteurs prennent leurs précautions en disposant des renforts dans toutes les directions du plan (tous les 45°). Ceci afin d'assurer un minimum de robustesse vis-à-vis de contraintes imprévues (pièces de compétition).

II -1-3- Les défauts de surface

De nombreux défauts de surface peuvent apparaître lors de la fabrication des composites. En voici les principaux :

II -1-3-1-Le retrait des composites

Le retrait des composites est un défaut interne qui aboutit le plus souvent à un défaut de surface. Lors de la polymérisation de la matrice, le retrait de la résine polymérisée est causé par le phénomène de dilatation différentielle lors de la polymérisation, lequel dépend fortement des conditions de mise en œuvre. Il implique ainsi inévitablement un retrait de la résine polymérisée. Des charges et des additifs sont souvent incorporés dans un matériau composite pour diminuer ce phénomène de retrait.

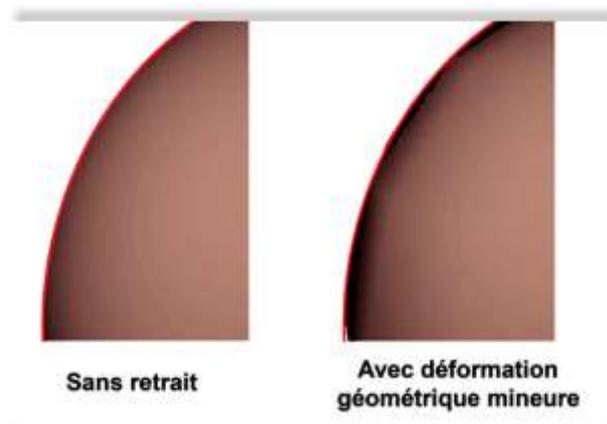


Figure II-9- Le retrait des composites

II -1-3-2-Les porosités

Les porosités peuvent être de deux sortes : ouvertes ou fermées. Les porosités ouvertes débouchent sur la surface du matériau tandis que les porosités fermées sont isolées à l'intérieur. Ce sont des microcavités dues à l'emprisonnement de gaz (air, solvants...) dans la matrice d'un stratifié, qui réduisent les propriétés mécaniques du matériau.

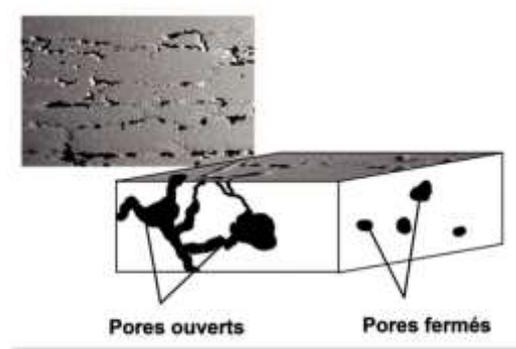


Figure II-10- Les porosités

II -1-3-3-L'écaillage :

Il s'agit de défauts d'usinage constatés en sortie de fabrication des pièces. Les traces d'outils sont des marques laissées par un outillage en appui lors de la fabrication ou de l'assemblage de la pièce, tandis que les rayures sont des défauts longilignes occasionnées par un objet en mouvement.



Figure II-11- Les rayures ou traces d'outil

II -1-3-4-Les vaguelettes ou télégraphing :

Les vaguelettes sont souvent causées par des défauts de moules ou par la nature même du renfort. Le télégraphing est un phénomène lié au taux d'humidité du nida lors de sa mise en œuvre. L'exothermie chauffe l'eau contenue dans la maille issue de l'humidité, qui se dilate puis se condense lors du refroidissement, créant l'effondrement du renfort au dessus de la maille.



Figure II-12- Les vaguelettes ou télégraphing

II -1-3-5- Les plissures :

Ce défaut est la conséquence directe d'un mauvais assemblage donnant lieu à un surplus de matière localisé sur la pièce.



Figure II-13- Les plissures

II -1-3-6-La différence de couleur :

Différence de teinte peut apparaître dans certains cas de retouche de la pièce. Elle peut aussi apparaître suite à une réaction chimique du matériau lors d'une oxydation (contact avec l'oxygène), entraînant une décoloration.



Figure II-14- La différence de couleur

II -1-3-7-L'excès de résine :

L'excès de résine laisse apparaître une tache de couleur différente, légèrement plus blanchâtre, du fait de la surabondance de produit sur une zone localisée..

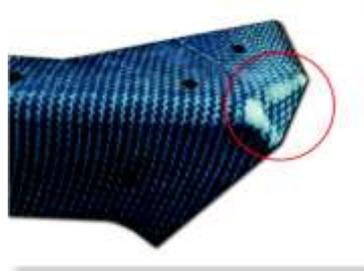


Figure II-15- L'excès de résine

.II -1-3-8-Le manque de résine (figure 68) :

Le manque de résine ou « fibre sèche » est une zone qui laisse apparaître les fibres du composite à l'air libre. Un excès de résine peut en être aussi la cause. En effet, la résine mise en surabondance peut fluer et se concentrer sur une autre zone provoquant un manque au départ de ce glissement

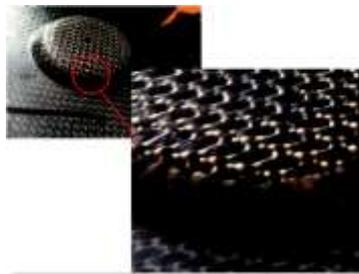


Figure II-16– Le manque de résine

II -1-3-9-La pollution de surface :

De multiples et diverses impuretés peuvent se trouver à la surface d'un composite tels que des poussières ou autres corps étrangers. La pollution de surface peut être aussi causée par les fibres des textiles qui dépassent de la matrice.

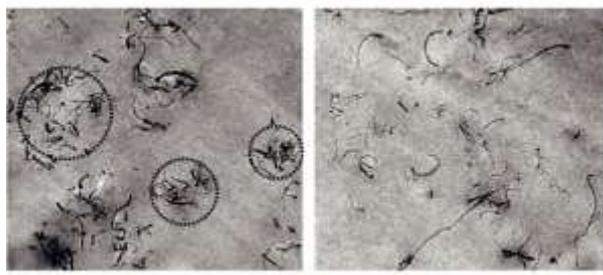


Figure II-17- Pollution de surface

II -1-3-10-L'absence de gaufrage :

Ce défaut de surface est souvent localisé. Il se traduit par une absence totale de profondeur et de structure géométrique laissant apparaître une surface plus lisse par rapport au reste de la pièce.



Figure II-18- L'absence de gaufrage

II -1-3-11-La prise d'eau :

Une prise d'eau est une infiltration d'eau dans les fibres ou l'âme d'un composite. Un stratifié n'est pas un matériau totalement imperméable, il présente toujours une absorption d'eau et les problèmes risquent d'apparaître si cette eau rencontre des vides (bulles d'air, parties mal imprégnées...). Le volume de liquide contenu dans les cavités augmente alors jusqu'à créer une pression capable d'engendrer des cloques. On parle aussi d'osmose.



Figure II-19– Prise d'eau

II -1-3-12-Les impacts :

Suite à un choc, la longueur, la largeur et la profondeur des dégâts seront propres à l'objet qui est venu impacté. Les composites étant de nos jours beaucoup plus présents sur un véhicule, ils sont dès lors plus soumis à des chocs. C'est ce type de dégâts auxquels nous sommes le plus souvent confrontés en réparation automobile.



Figure II-20- Les impacts

II-2- Les critères de rupture des matériaux composites :

L'étude de la résistance à la rupture des matériaux composites est d'une complexité bien plus grande que l'analyse des propriétés d'élasticité ou de viscoélasticité. En effet, lors d'un chargement mécanique ou thermique, des microfissures apparaissent dans la matrice, des fibres se rompent (rupture fragile ou ductile), des décohésions se créent aux interfaces, des plastifications apparaissent sans entraîner la ruine de la pièce.

Les processus de rupture des composites sont donc d'une grande diversité et ne peuvent être décrits que si l'on connaît [30,32]:

- Le critère de résistance de chaque phase.
- L'état des contraintes et des déformations dans le matériau.
- Les phénomènes de propagation de fissure dans la microstructure.
- La nature de l'interface entre la matrice et le renfort.

L'approche du comportement d'un milieu par un critère stipule que ce milieu conserve sa propriété tant que les grandeurs motrices ne dépassent pas des valeurs ultimes. Un critère de résistance est caractérisé par une fonction scalaire du tenseur des contraintes : $f(\sigma)$. Il n'y a pas de rupture du matériau tant que les contraintes au sein de ce matériau ne dépassent pas les contraintes ultimes. Un critère de rupture est donc une condition de type $f(\sigma)$

$$\begin{cases} f(\sigma) \geq 1 \rightarrow \text{rupture} \\ f(\sigma) < 1 \rightarrow \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (2-1)$$

Lorsque $f(\sigma) = 1$, la limite à la rupture est atteinte, d'où le nom de « *surface limite* » ou

« *enveloppe de rupture* ». Cette approche de la rupture ne tient pas compte des effets évolutifs d'endommagement, Figure II-21

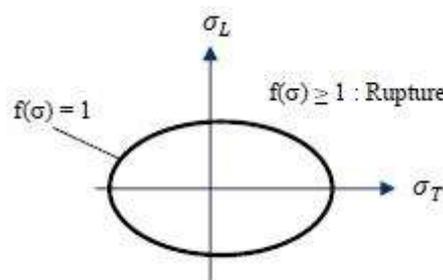


Figure II-21- Critère de rupture.

L'application d'un critère de rupture nécessite la connaissance des contraintes ultimes, paramètres qui peuvent être déterminés uniquement par voie expérimentale. Dans le cas des composites stratifiés à fibres longues, anisotropes par leur nature, les essais élémentaires à réaliser sont :

- Traction dans le sens long pour déterminer la résistance à la rupture en traction sens fibres.

- Compression dans le sens long pour déterminer la résistance à la rupture en compression dans le sens des fibres.

- Traction sens travers pour déterminer la résistance à la rupture en traction sens travers.

- Compression dans le sens travers pour déterminer la résistance à la rupture en compression dans le sens travers.

- Cisaillement de la matrice pour déterminer la résistance à la rupture en cisaillement.

Ces essais unis axiaux permettent de formuler des critères de rupture pour prédire la rupture du pli élémentaire.

Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche (pli) d'un stratifié et peuvent être classés suivant:

- Des critères en contraintes maximales.

- Des critères en déformations maximales.

II-2-1- Critères en contraintes maximales :

II-2- 1-1- Critères dans les axes principaux

- Les critères en contraintes maximales font intervenir:

- X_t, X_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe longitudinal respectivement en traction et en compression.

Y_t, Y_c : les contraintes à la rupture suivant l'axe transversal respectivement en traction et en compression.

- S_{LT} : la contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche.

- Les grandeurs à la rupture sont les valeurs positives des contraintes à la rupture mesurées dans des essais de traction, compression ou cisaillement.

Dans le cas d'une couche soumise à un état de contraintes planes dans des axes principaux, Figure II-22, les critères en contrainte maximales stipulent que la résistance mécanique de la couche est atteinte lorsque l'une des trois contraintes aux quelles la couche est soumise atteint la valeur de la contrainte à la rupture correspondante. Les critères de rs'écrivent ainsi sous la forme [31]:

$$-X_c < \sigma_L < X_t \quad (2-2)$$

$$-Y_c < \sigma_T < Y_t \quad (2-3)$$

$$-S_{LT} < \tau_{LT} < S_{LT} \quad (2-4)$$

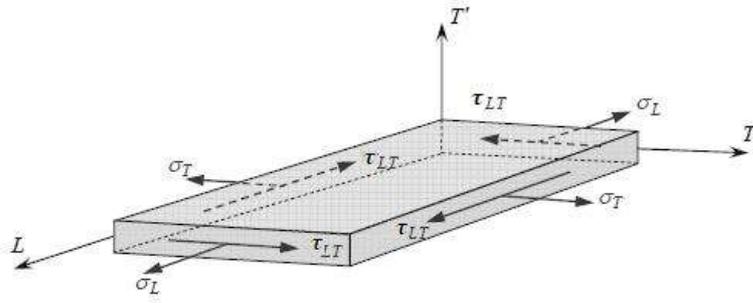


Figure II-22-Contraintes dans les axes principaux d'une couche

Si les équations sont vérifiées, l'état de contrainte limite n'est pas atteint, la rupture de la couche ne se produit pas.

- Si l'une quelconque des équations n'est plus vérifiée, l'état limite est atteint, la rupture se produit suivant le mécanisme correspondant à la contrainte de l'équation non vérifiée.

II-2-1-2.-Critères de rupture en-dehors des axes principaux

Dans le cas où l'état de contraintes est exprimé dans des axes de référence (x, y, z) ,

Figure II-23 il est nécessaire de se ramener aux axes principaux par une rotation d'angle (θ) . Les contraintes exprimées dans les axes principaux s'écrivent [31]:

$$\sigma_L = \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 + \sigma_{yy} (\sin \theta)^2 + 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \quad (2-5)$$

$$\sigma_T = \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 + \sigma_{yy} (\cos \theta)^2 - 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \quad (2-6)$$

$$\tau_{LT} = (\sigma_{yy} - \sigma_{xx}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{xy} (\cos \theta)^2 - \sigma_{xy} (\sin \theta)^2 \quad (2-7)$$

Les critères (3.2), (3.3) et (3.4) en contraintes maximales s'expriment suivant :

$$-X_C < \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 + \sigma_{yy} (\sin \theta)^2 + 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta < X_t \quad (2-8)$$

$$-Y_C < \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 + \sigma_{yy} (\cos \theta)^2 - 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta < Y_t \quad (2-9)$$

$$-S_{LT} < (\sigma_{yy} - \sigma_{xx}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{xy} (\cos \theta)^2 - \sigma_{xy} (\sin \theta)^2 < S_{LT} \quad (2-10)$$

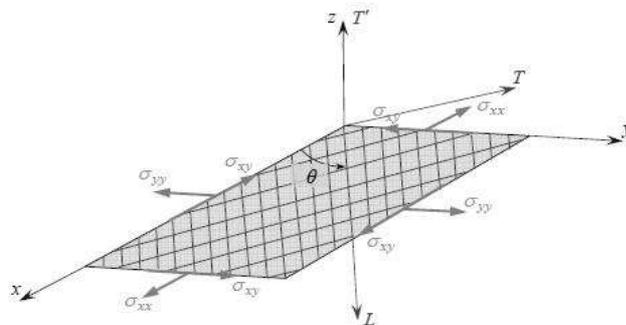


Figure II-23- Contraintes en-dehors des axes principaux d'une couche

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes principaux, les relations des contraintes (3.5), (3.6) et (3.7) se réduisent par:

$$\sigma_L = \sigma_{xx} (\cos \theta)^2 \quad (2-11)$$

$$\sigma_T = \sigma_{xx} (\sin \theta)^2 \quad (2-12)$$

$$\tau_{LT} = -\sigma_{xx} \sin \theta \cos \theta \quad (2-13)$$

II-2-2- Critères en déformations maximales :

II-2- 2-1. Critère dans les axes principaux

Critère peu utilisé car en bureau d'études les concepteurs raisonnent plutôt en contraintes (ou comment sont transmis les efforts). Il est utilisé couplé avec le critère de contrainte maximale.

Les critères en déformation maximale sont transposés des critères en contraintes maximales, les déformations étant bornées, au lieu des contraintes. Les critères en déformations principales font intervenir:

$X_{\epsilon t}$ ($X_{\epsilon c}$): la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe longitudinal.

$Y_{\epsilon t}$ ($Y_{\epsilon c}$): la déformation à la rupture en traction (ou compression) suivant l'axe transversal.

$S_{LT\epsilon}$: la déformation à la rupture en cisaillement dans le plan de la couche (pli).

La résistance mécanique est alors considérée comme étant atteinte, lorsque l'une des déformations principales atteint la déformation à la rupture correspondante. Les critères en déformations maximales s'écrivent donc sous la forme [31]:

$$-X_{\epsilon c} < \epsilon_L < X_{\epsilon t} \quad (2-14)$$

$$-Y_{\epsilon c} < \epsilon_T < Y_{\epsilon t} \quad (2-15)$$

$$-S_{LT\epsilon} < \gamma_{LT} < S_{LT\epsilon} \quad (2-16)$$

II-2-2-2- Critère en-dehors des axes principaux

Dans le cas d'une traction ou compression en-dehors des axes principaux, les déformations principales sont [31]

$$\epsilon_L = \frac{1}{E_L} ((\cos \theta)^2 - \nu_{LT} (\sin \theta)^2) \sigma_{xx} \quad (2-17)$$

$$\epsilon_T = \frac{1}{E_T} ((\sin \theta)^2 - \nu_{TL} (\cos \theta)^2) \sigma_{xx} \quad (2-18)$$

$$\gamma_{LT} = \frac{1}{G_{LT}} \sin \theta \cos \theta \sigma_{xx} \quad (2-19)$$

Il en résulte que les critères en déformations maximales peuvent être réécrits suivants :

$$\frac{-X_c}{(\cos \theta)^2 - \nu_{LT} (\sin \theta)^2} < \sigma_{xx} < \frac{X_t}{(\cos \theta)^2 - \nu_{LT} (\sin \theta)^2} \quad (2-20)$$

$$\frac{-Y_c}{(\sin \theta)^2 - \nu_{LT} (\cos \theta)^2} < \sigma_{xx} < \frac{Y_t}{(\sin \theta)^2 - \nu_{LT} (\cos \theta)^2} \quad (2-21)$$

$$\frac{-S_{LT}}{\sin \theta \cos \theta} < \sigma_{xx} < \frac{S_{LT}}{\sin \theta \cos \theta} \quad (2-22)$$

En comparant ces expressions aux expressions obtenues dans le cas des critères en contraintes maximales, nous constatons que les deux critères diffèrent simplement par l'introduction dans les critères en déformations maximales des termes fonctions des coefficients de poisson ν_{LT} et ν_{TL} . Ces termes modifient assez peu dans la pratique les résultats numériques.

II-2- 3- Le critère mixte

Il s'agit d'un couplage entre les deux critères précédents : déformation maximale appliquée dans la direction des fibres, et contraintes maximale appliquée dans la direction transverse et en cisaillement. Il ne distingue pas les différents modes de rupture de l'unidirectionnel.

II-2-4- Critère de Hill

Un des premiers critères interactifs de rupture appliqués aux matériaux composites a été introduit par R. Hill [34]. Ce critère peut être formulé en disant que l'état limite de contraintes d'un matériau composite n'est pas atteint tant que l'inégalité suivante est vérifiée :

$$F(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + G(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + H(\sigma_L - \sigma_T)^2 + 2L\sigma_{TT'}^2 + 2M\sigma_{LT'}^2 + 2N\sigma_{LT'}^2 < 1 \quad (2-23)$$

Les paramètres F , G , H , L , M et N sont des paramètres caractéristiques du matériau considéré, qui sont reliés aux contraintes à la rupture X_c , X_t , Y_c , Y_t et S_{LT} du matériau.

Dans le cas d'un essai de traction ou de compression dans la direction (L), le critère de Hill se réduit à :

$$G + H = \frac{1}{X^2} \quad (2-24)$$

$$F + H = \frac{1}{Y^2} \quad (2-25)$$

$$F + G = \frac{1}{Z^2} \quad (2-26)$$

Avec :

X : La contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (L).

Y : La contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (T).

Z : La contrainte à la rupture en traction (ou compression) dans la direction (T').

Dans le cas d'un essai de cisaillement dans le plan (L,T). le critère de Hill se réduit à :

$$2N = \frac{1}{S_{LT}^2} \quad (2-27)$$

$$2M = \frac{1}{S_{LT'}^2} \quad (2-28)$$

$$2L = \frac{1}{S_{TT'}^2} \quad (2-29)$$

Avec :

S_{LT} : la contrainte de rupture en cisaillement dans le plan (L, T).

$S_{LT'}$ et $S_{TT'}$: sont les contraintes de rupture en cisaillement, respectivement dans les deux plans (L, T') et (T, T').

II-2-5- Critère de Hill – Tsai

Le critère de rupture précédent en contraintes planes a été simplifié par V.D.Azzi et S.W.Tsai [35] dans le cas des matériaux composites unidirectionnels. Dans ce cas le critère s'écrit:

$$\alpha^2 = \left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_L}{X^2} \sigma_T + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \quad (2-30)$$

Avec : σ_L , σ_T et τ_{LT} les contraintes appliquées correspondantes dans les sens fibres, transverse et cisaillement.

Pour $\alpha < 1$ il n'ya pas rupture du pli considéré.

Pour $\alpha \geq 1$ il y a rupture du pli considéré, en général cette détérioration est due à la rupture de la résine.

Dans le cas d'une traction ou d'une compression en-dehors des axes principaux les contraintes principales sont données par les expressions (3.11, 3.12 et 3.13). En reportant ces expressions dans la relation (3.23), le critère de Hill- Tsai s'écrit [31]:

$$\alpha^2 = \sigma_{xx}^2 \left[\frac{(\cos \theta)^4}{X^2} + \left(\frac{1}{S_{LT}^2} - \frac{1}{X^2} \right) (\sin \theta)^2 (\cos \theta)^2 + \frac{(\sin \theta)^4}{Y^2} \right] \quad (2-31)$$

II-2-6- Critère de Hoffman

Une généralisation du critère de Hill, tenant compte de la différence du comportement des matériaux en traction et en compression, a été formulée par O. Hoffman [36]. Ce critère admet que la rupture du matériau se produit lorsque l'égalité suivante est vérifiée :

$$C_1(\sigma_T - \sigma_{T'})^2 + C_2(\sigma_{T'} - \sigma_L)^2 + C_3(\sigma_L - \sigma_T)^2 + C_4\sigma_L + C_5\sigma_T + C_6\sigma_{T'} + C_7\sigma_{TT'}^2 + C_8\sigma_{LT'}^2 + C_9\tau_{LT}^2 = 1 \quad (3-32)$$

Les constantes C_1 à C_9 sont caractéristiques du matériau et reliées aux contraintes à la rupture du matériau par les relations :

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Y_t Y_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right) \\ C_2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{X_t X_c} - \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \\ C_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} \right) \\ C_4 &= \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \quad C_5 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \quad C_6 = \frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \\ C_7 &= \frac{1}{S_{TT'}^2} \quad C_8 = \frac{1}{S_{LT'}^2} \quad C_9 = \frac{1}{S_{LT}^2} \end{aligned} \quad (2-33)$$

Dans le cas d'un état de contraintes planes dans le plan (L, T), le critère de Hoffman se réduit à :

$$\frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} + \frac{X_c - X_t}{X_c X_t} \sigma_L + \frac{Y_c - Y_t}{Y_c Y_t} \sigma_T + \frac{\tau_{LT}^2}{S_{LT}^2} = 1 \quad (2-34)$$

II-2-7- Critère tensoriel de Tsai-Wu

Ce critère, tenant compte de diverses inadéquations du critère précédent de Hill-Tsai, postule une surface de rupture dans l'espace des contraintes de la forme [37]:

$$F_j \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1..6 \quad (2-35)$$

Cette surface est compliquée dans le cas général, cette théorie se ramène, dans le cas d'un matériau orthotrope sous chargement plan :

$$F_1 \sigma_L + F_2 \sigma_T + F_6 \tau_{LT} + F_{11} \sigma_L^2 + F_{22} \sigma_T^2 + F_{66} \tau_{LT}^2 + 2F_{12} \sigma_L \sigma_T = 1 \quad (2-36)$$

Les paramètres F_i et F_{ij} peuvent être exprimés à l'aide des contraintes à la rupture, mesurées dans divers essais. Dans le cas de la compression, il faut toute fois tenir compte des phénomènes d'instabilité, et les modes de rupture associés sont nombreux et complexes : flambage structural du composite, cisaillement des fibres en compression, fissuration de la matrice, suivie de l'instabilité des fibres, micro flambage des fibres et délaminage d'une partie du composite, entraînant la ruine de l'ensemble. Le critère de Tsai-Wu en contraintes planes s'écrit [31]:

$$\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) \sigma_L + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) \sigma_T + \frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} + \frac{\tau_{LT}^2}{S_{LT}^2} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} = 1 \quad (2-37)$$

Nous retrouvons le critère de Hoffman en contraintes planes. Si les contraintes à la rupture en traction et en compression sont identiques le critère de Tsai-Wu est confondu avec le critère de Tsai-Hill.

II-2-8- Critère de Hashin

Ce critère présenté, par Hashin s'applique aux composites unidirectionnels et basé sur quatre modes principaux de rupture du matériau [30]

Rupture de fibres en traction :

$$\sigma_L \geq 0 \quad \frac{\sigma_L}{X_t} \leq 1 \quad (2-38)$$

Rupture de fibres en compression :

$$\sigma_L < 0 \quad \frac{\sigma_L}{X_c} \leq 1 \quad (2-39)$$

Rupture de la matrice en traction :

$$\sigma_T \geq 0 \quad \left(\frac{\sigma_T}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (2-40)$$

-Rupture de la matrice en compression :

$$\sigma_T < 0 \quad \left(\frac{\sigma_L}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (2-41)$$

II-2-9- Critère de Yamada-Sun

Pour la Rupture de fibres on a la relation suivante [30]:

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 \leq 1 \quad (2-42)$$

II-2-10- Critère de Puck

Pour la rupture de la matrice on a la relation suivante [30]:

$$\left(\frac{\sigma_L}{2X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y_t Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 + \sigma_T \left(\frac{1}{Y_c} + \frac{1}{Y_t}\right) \leq 1 \quad (2-43)$$

II-2-11- Critère de Kim-Soni

Les majorités des critères de rupture tiennent compte uniquement de l'état de contraintes planes (dans le repère du pli) négligeant ainsi les effets tridimensionnels. Peu de critères prennent en compte

les contraintes dans l'épaisseur des stratifiés. Un exemple est le critère de Kim-Soni qui prévoit le délaminage des plis [30]:

$$\frac{\sigma_{T'}^2}{z_t z_c} + \frac{\tau_{TT'}^2 + \tau_{LT'}^2}{(S_{LT})^2} + \sigma_{T'} \left(\frac{1}{z_t} - \frac{1}{z_c} \right) \leq 1 \quad (2-44)$$

II-2-12- Critère de Gol'Denblat et Kopnov

Historiquement, Gol'Denblat et Kopnov (1966) furent les premiers à suggérer l'utilisation des tenseurs de fragilité dans l'étude des phénomènes de rupture. Ils proposèrent une théorie générale sous la forme [33] :

$$\Phi(\sigma) = (h_{ij} \sigma_{ij})^\alpha + (f_{ijkl} \sigma_{ij} \sigma_{kl})^\beta + (g_{ijklrs} \sigma_{ij} \sigma_{kl} \sigma_{rs})^\gamma + \dots \leq 1 \quad (2-45)$$

La formulation de ces auteurs reste malgré tout plus complexe que celle des auteurs précédents.

II-2-13- Critère de Boehler et Raclin

Le critère proposé, en 1985, par Boehler et Raclin pour les stratifiés s'apparente à celui donné par Hashin pour les unidirectionnels. Ces deux auteurs admettent que la ruine du matériau en compression est causée par deux mécanismes différents (deux modes) [33]:

Un mode parallèle qui traduit la séparation des couches par glissement les unes sur les autres, et un mode travers qui se traduit par une expression généralisant la contrainte ultime hors axes dans un critère énergétique.

II-3-Les essais d'impact :

Dans le cas de la chute libre, représentation la plus utilisée pour reproduire les essais d'impact, l'énergie d'impact est définie par la hauteur de chute notée h . Celle-ci est déterminée par l'énergie potentielle :

$$E_p = mgh \quad (2-46)$$

avec :

- m la masse du projectile,
- g l'accélération de la pesanteur

De plus, un calcul de la vitesse au moment de l'impact est fait. Nous considérons la conservation de l'énergie au moment de l'impact. Dès lors, nous avons équilibre entre l'énergie potentielle E_p et l'énergie cinétique E_c :

$$E_p = E_c \quad (2-47)$$

Avec E_c définie par :

$$E_c = \frac{1}{2}mv^2 \quad (2-48)$$

Nous obtenons donc le calcul de la vitesse :

$$v = \sqrt{2gh} \quad (2-49)$$

II-4- Impact basse vitesse – définition :

En fonction de l'énergie cinématique de l'impacteur, les tests d'impact peuvent être classés selon trois catégories (figure II-24);

- Impact basse vitesse,
- Impact à vitesse élevée et finalement
- Impact hyper vitesse (c.-à-d., Impact balistique).

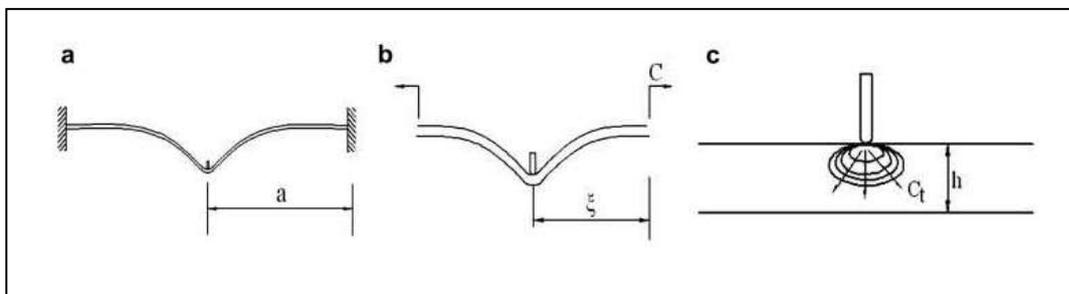


Figure II-24: Classification des régimes d'impact

- Impact basse vitesse ;
- Impact à vitesse modérée ;
- Impact balistique / à haute vitesse [46]

Néanmoins, jusqu'à présent il n'existe pas une transition claire entre les différentes catégories et les auteurs sont en désaccord quant à leur définition. Sjoblom et coll. [40], Shivakumar et coll. [41] définissent l'impact basse vitesse comme étant un impact où la réponse dynamique de l'échantillon testé est négligeable. En d'autres termes, l'impact est un événement qui peut être analysé par une approche quasi statique. Selon la rigidité et les propriétés des matériaux de l'échantillon, ainsi que la masse et la rigidité de l'impacteur, la limite supérieure des vitesses peut varier de quelques dizaines de m/s. Pour des vitesses élevées, la structure n'a pas assez de temps pour répondre à l'impact.

En conséquence, la réponse à l'impact est dominée par la propagation des ondes de déformation. En outre, l'énergie de déformation élastique devient faible, et une plus grande portion de l'énergie initiale de l'impact est donc transférée à la création de dommages autour du point d'impact. En effet, l'influence des conditions aux limites peut être négligeable. En revanche, pour de faibles vitesses d'impact, étant donné que la durée de contact est suffisamment longue pour que la structure entière réponde à l'impact, la réponse dynamique structurale de l'échantillon est d'une importance capitale et en conséquence une grande partie de l'énergie incidente est absorbée sous forme de déformation élastique.

Cantwell et Morton [42] proposent une classification qui repose sur les moyens d'essais les plus utilisés dans la simulation de tests d'impact (essais de choc instrumenté de type masse tombante, Charpy, Izod, etc.).

D'après les auteurs, un test d'impact à basse vitesse est celui où la vitesse cinétique (incidente) ne dépasse pas 10 m/s. En revanche, Abrate [43] précise dans son article sur le comportement sous chargement d'impact des matériaux composites stratifiées que les impacts à faible vitesse se produisent pour des vitesses d'impact de moins de 100 m/s. D'autres auteurs ont choisi de classer les tests d'impact selon les mécanismes d'endommagement induits lors d'une sollicitation de choc. Encore Nous citons à titre d'exemple les travaux de Liu et Malvern [38], Joshi et Sun [39]. Les auteurs indiquent que l'impact à haute vitesse est caractérisé par la pénétration de l'impacteur due à la rupture de fibres. Tandis que, pour l'impact à basse vitesse, les dommages sont initiés par décollement et fissuration de la matrice (c.-à-d., microfissuration de la matrice et déchaussement de l'interface fibre-matrice).

Finalement, Davies et Olsson [44, 45] définissent l'impact à basse vitesse comme étant un impact où les ondes de choc n'ont pas une influence significative sur la distribution des contraintes. Aussi, les auteurs ont proposé un modèle simple pour définir l'étape de transition d'un impact basse vitesse à un impact à haute vitesse.

Nous signalons qu'on a pris en considération dans notre étude la définition d'Abrate pour l'impact à basse vitesses.

II-4-1-Etudes faites par les auteurs sur les paramètres influençant la réponse à l'impact :

Dans de nombreux travaux, nous trouvons des éléments concernant les facteurs prépondérants dans le comportement en réponse à l'impact des matériaux composites. La plupart d'entre eux sont évoqués pour un système fibre/résine particulier et souvent pour une technologie en pré- imprégné. Dans son rapport final de 2000 [47] , la FAA (Federal Aviation Administration) fait un état des lieux des paramètres influençant la réponse à l'impact des structures composites. Dans ce rapport, un regroupement de ces paramètres en 3 classes est établi : une relative à l'impacteur, une relative à la cible (structure impactée) et une dernière relative aux matériaux et à leur processus de fabrication.

En 1992, Demuts et coll. [48] comparent deux systèmes : un système carbone/époxyde (AS4/3501-6) et un système graphite/bismaléimide (IM6/CYCOM3100). Ils ont pour but de comparer l'utilisation de deux types de résine. Les résultats montrent que la résistance par pli en Compression Après Impact (CAI) est similaire pour les deux systèmes. L'utilisation de la résine bismaléimide n'apporte pas d'avantage concernant la résistance résiduelle en compression après impact.

En 1994 et 2005, Hitchen et Kemp [49] étudient l'influence de la séquence d'empilement sur des éprouvettes carbone/époxyde impactées à 7 Joules. Ils notent que la séquence d'empilement modifie la forme et la taille de la zone endommagée pour un impact à énergie équivalente. De plus, la séquence d'empilement influe sur la rigidité de la plaque avant et après impact.

En 1995, Hinrich et coll. [50] s'intéressent à l'impact sur des panneaux en compression élaborés par le procédé RFI (Resin Film Infusion). Ils notent que la force de contact dépend de la taille et de la forme de l'impacteur. Cette force peut être prédite en séparant l'énergie cinétique en énergie élastique et énergie de contact hertzien.

En 1998, Fuoss et coll. [51,52] étudient l'influence de la séquence d'empilement en réponse à l'impact en faisant varier trois paramètres : les angles d'interface (différence d'angle entre 2 plis consécutifs), l'orientation des plis par rapport à un axe fixe et le groupement de plis de même orientation. La modification des angles d'orientation des plis par rapport à un axe fixe et le changement de la séquence d'empilement modifient le comportement à l'impact des composites. L'augmentation du nombre d'interfaces entre plis réduit la zone endommagée. Il faut noter qu'en mécanique des composites, chaque configuration est spécifique et entraîne une réponse différente d'une configuration à une autre : par exemple, tout changement de conditions aux limites modifiera le comportement de la structure. De plus, le groupement de plis de même orientation réduit la

résistance à l'impact et, de ce fait, favorise une zone endommagée plus étendue.

En 1998, Ambur et Starnes [54] étudient l'effet du rayon de courbure sur la réponse à l'impact de plaques composites. Les essais sur plaques courbes montrent que le rayon de courbure n'influe pas sur la force de contact à l'impact mais modifie les caractéristiques mécaniques résiduelles après impact.

En 1999, Tai et coll. [Tai 1999] et Caprino [54] étudient l'influence de l'épaisseur du stratifié sur sa réponse à l'impact et son comportement en fatigue. Ils en concluent qu'un impact faible énergie a une influence beaucoup plus importante sur la diminution de rigidité en flexion pour les stratifiés fins. Pour tous les stratifiés, impactés ou non, il existe une relation linéaire entre le niveau de contrainte appliqué et la durée de vie en fatigue. Pour un niveau de contrainte donné, les composites les plus épais sont plus fiables en fatigue.

En 2002, Cartié et coll. [55] étudient l'influence des propriétés des fibres et de la résine en réponse à l'impact. Ils utilisent six systèmes carbone/époxyde conçus à partir de quatre résines et deux renforts différents. Les vitesses d'impact varient de 1 à 3 m.s⁻¹. Les essais de Compression Après Impact montrent que la dureté de la résine est le paramètre agissant le plus. Le type de résine influe aussi sur le niveau de chargement d'initiation de l'endommagement après impact.

De 2004 à 2007, Mitrevski et coll. [56,57,58] ont fait une étude pour déterminer l'influence de la forme de l'impacteur. Ils étudient aussi deux séquences d'empilement différentes [45°/0°/45°/0°] et [0°/45°/0°/45°] (le dernier pli de la séquence d'empilement est le pli impacté). Ils utilisent trois impacteurs différents dont le diamètre de corps est de 12 mm. Les têtes sont de forme hémisphérique, plate et conique, pour des énergies d'impact de 4 et 6 joules. Ils en concluent que plus l'indentation (profondeur de pénétration) est importante, plus l'énergie absorbée par l'éprouvette est importante. Le pic de force de contact est atteint lorsque la durée de contact est la plus faible. L'impacteur de forme hémisphérique permet d'avoir une durée de contact plus faible que les autres, un pic de force plus important et une indentation inférieure.

D'autres études sont en cours concernant les résines utilisées [59,60,61]. Au lieu d'utiliser seulement des résines thermodurcissables, des résines thermoplastiques ou hybrides sont utilisées. Les résines thermodurcissables avec des particules thermoplastiques intégrées ou avec des films thermoplastiques aux interfaces permettent un comportement à l'impact bien meilleur du fait de leurs propriétés amortissantes.

Le facteur d'amortissement peut être amélioré de 3 à 100 fois suivant les séquences d'empilement utilisées, en insérant des films de polyuréthane entre chaque pli. Il faut aussi constater que l'insertion de ses films provoque une chute du module de flexion : 15 % avec l'utilisation d'un monomère basé sur l'éthylène et 50 % avec un film polyuréthane thermoplastique [62].

Cette recherche bibliographique nous a permis de mettre en évidence que le phénomène d'impact est complexe et que sa maîtrise dans le cas des composites est difficile. De nombreux paramètres sont à prendre en compte et font varier leur réponse à l'impact. Ils peuvent être liés au matériau ou à l'essai. Il faut aussi trouver les moyens pour mesurer l'indentation résiduelle et la taille de la zone endommagée.

CHAPITRE 3

Analyse numérique des plaques stratifiées composites sous impact à basse vitesse

III.1 Introduction

Les structures aéronautiques sont susceptibles d'être soumises à de nombreux impacts accidentels lors de leur phase de fabrication, en service et voire lors de la phase de maintenance [66]. Un exemple d'impact courant dans le secteur aéronautique est la chute d'un outil sur une structure de l'avion lors de la phase de maintenance [67]. Cette chute d'outil d'une hauteur de 1m et d'une masse de 1.5 Kg induit un impact de 14.7 joules [68].

III.2 Impact basse vitesse – définition :

D'après les auteurs, un test d'impact à basse vitesse est celui où la vitesse cinétique (incidente) ne dépasse pas 10 m/s. En revanche, Abrate [43] précise dans son article sur le comportement sous chargement d'impact des matériaux composites stratifiées que les impacts à faible vitesse se produisent pour des vitesses d'impact de moins de 100 m/s. D'autres auteurs ont choisi de classer les tests d'impact selon les mécanismes d'endommagement induits lors d'une sollicitation de choc. L'objectif essentiel de ce chapitre est de modéliser et d'analyser un comportement mécanique de trois plaques composites stratifiées à fibres longs verre / époxy, carbone/ époxy et bore/ époxy d'empilements [+ θ , - θ], d'épaisseur totale 1 mm sous un impact à basse vitesse. Ce dernier, comme il a été défini par Abrate [43], se produit pour des vitesses d'impact de moins de 100 m/s.

Propriétés	verre/époxyde [63]	Bore/Epoxyde [64]	Carbone/Epoxy] [64]
E ₁₁ (GPa)	45	221	170
E ₂₂ (GPa)	10	21.6	9
E ₃₃ (GPa)	10	21.6	9
G ₁₂ (GPa)	5	13.5	4.8
G ₁₃ (GPa)	5	13.5	4.8
G ₂₃ (GPa)	3.85	11.7	45
v ₁₂	0.3	0.31	0.34
v ₁₃	0.3	0.31	0.34
v ₂₃	0.3	0.31	0.34

Tableau III-1- Propriétés des trois composites stratifiés.

III-3- Modèle géométrique avec l'impacteur :

Le modèle géométrique s'agit d'une plaque composite stratifiée de $100 \times 100 \text{ mm}^2$ de section et 1 mm d'épaisseur avec un empilement de 8 plis croisés. L'impacteur est de forme cylindrique de masse 1,76 kg, l'une des extrémités est constitué d'un embout hémisphérique de 20 mm de diamètre.

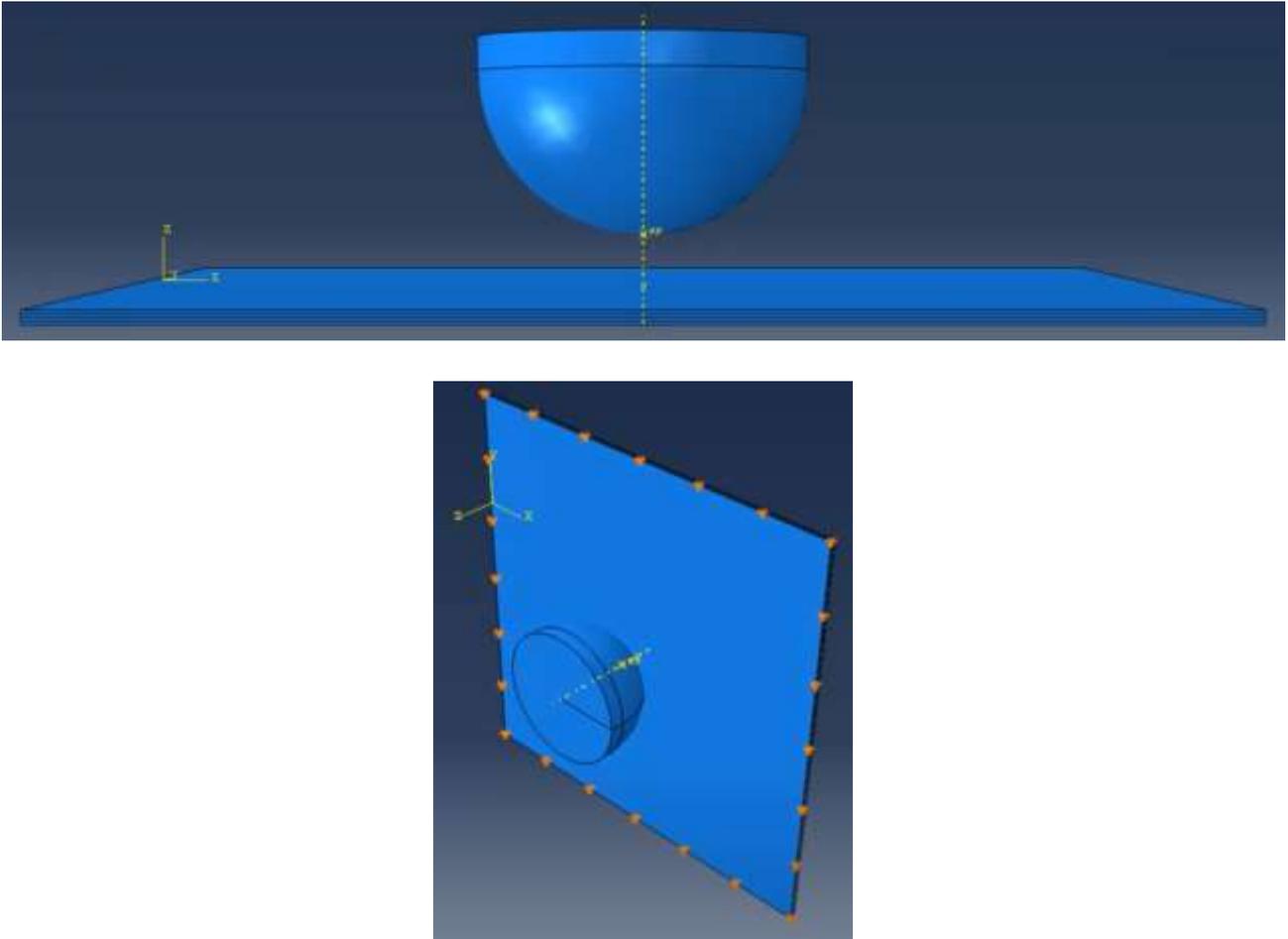


Figure III.1 : Modèle avec Impacteur ainsi que les conditions aux limites

III.4 Modélisation Numérique :

Pour simuler le comportement linéaire en traction et l'influence d'orientation des fibres ainsi que les autres paramètres, nous avons utilisé un code de calcul « Abaqus » pour l'analyse des structures composites par la méthode des éléments finis. Ce code présente un système complet, intégrant non seulement les fonctions de calcul proprement dites, également des fonctions de construction du modèle (pré processeur) et de traitement des résultats (post-processeur) [65].

III.4.1 Méthode des éléments finis :

Cette méthode est une extension des techniques d'analyse des structures bidimensionnelles et tridimensionnelles, telles que les poutres et les coques, elle est considérée aussi comme l'un des outils les plus efficaces et les plus favorables pour la simulation numérique, et s'applique aux problèmes de mécanique des milieux continus présentant une linéarité ou une non linéarité de la mécanique du solide (élasticité, plasticité...etc.)

L'objectif est de savoir comment mailler le domaine pour avoir des résultats satisfaisants. Sachant qu'un maillage trop fin donne une bonne précision du résultat mais avec un temps de calcul long, alors qu'un maillage grossier fait perdre en précision mais réduit le temps de calcul. La démarche adoptée est d'utiliser dans cette analyse un maillage « raisonnable » tout en affinant les régions jugées critiques (entailles et délaminage). Le maillage doit être affiné jusqu'à l'obtention de résultats voisins. Un bon maillage est constitué d'un nombre optimal d'éléments, c'est-à-dire, capable de nous fournir des résultats précis en un temps de calcul raisonnable. Pour bien mener cette étude, on a choisi un élément coque quadrilatéral de type quadratique (Figures III .2).

Pour bien mener cette étude, nous avons choisi un élément coque quadrilatéral de type quadratique.

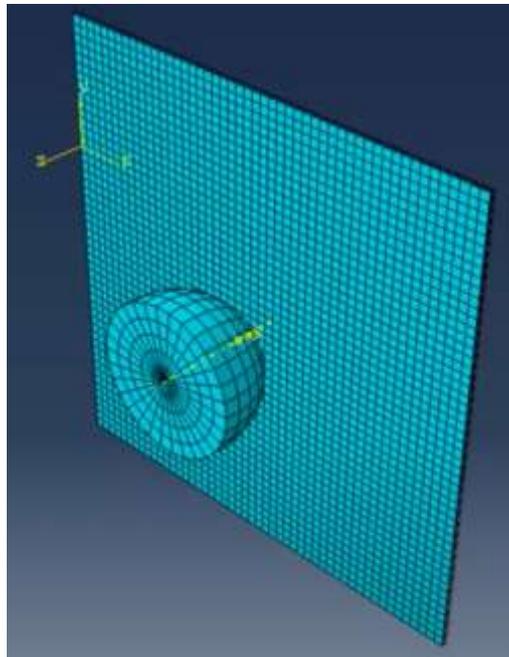


Figure III.2: Maillage.

III-5- Résultats et discussions :

La figure III.4 illustre le contour de la contrainte équivalente de Von Mises. On note une concentration de contrainte au point de contact impacteur/plaque stratifiée.

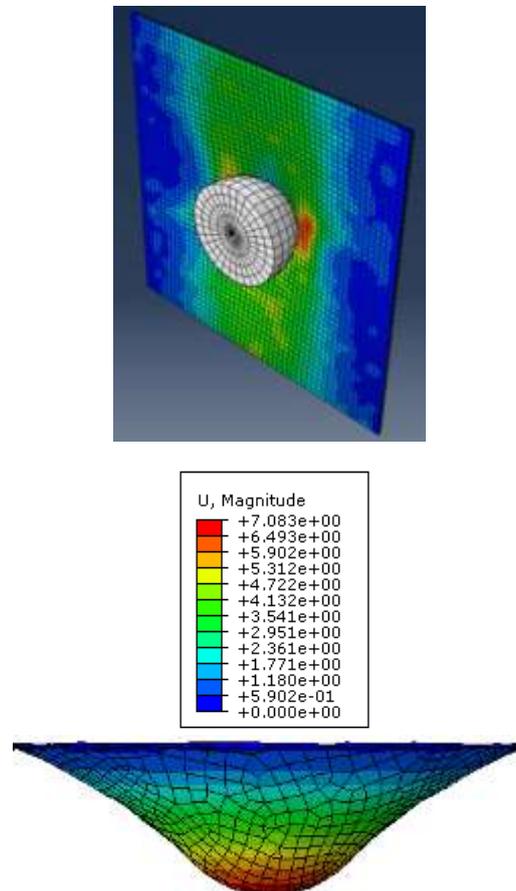


Figure III-3 : Modèle impacté pour une orientation des fibres $\alpha=0^\circ$ et pour $v=70\text{m/s}$

III.5.1 Effet de l'orientation des fibres sur le contour de la déformée :

Pour montrer l'influence de l'orientation des fibres sur la déformée de la plaque sous l'effet d'un impact à basse vitesse, on a déterminé numériquement par la méthode des éléments finis le déplacement de l'ensemble des points avoisinants le point de contact impacteur/cible

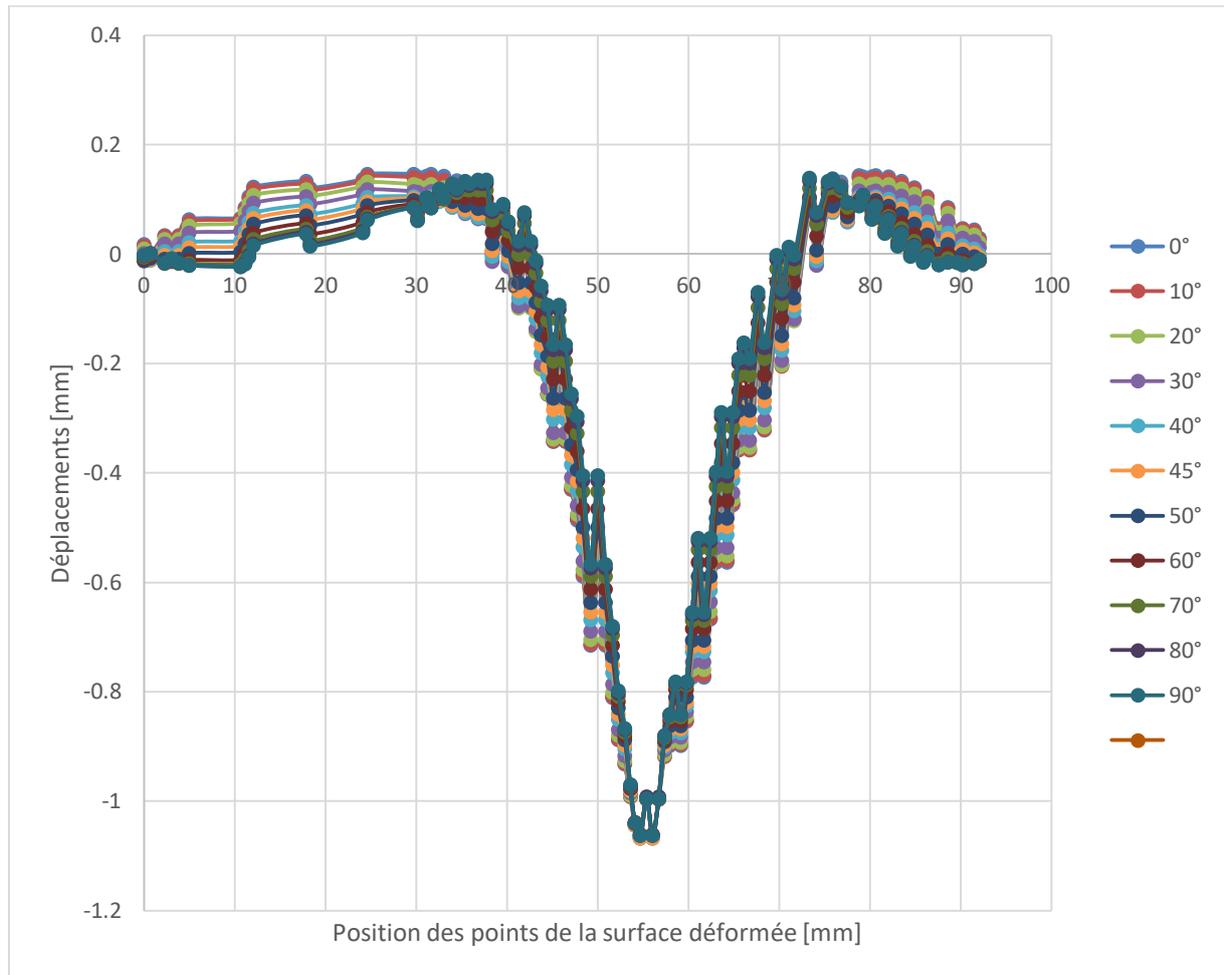


Figure III.4 : Variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de l'orientation des fibres pour $v=10\text{m/s}$

La figure III-4 montre la variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de l'orientation des fibres et pour une vitesse d'impact de 10 m/s. On constate que la déformée ne change pas de forme et cela pour toutes les orientations des fibres cela signifie que l'orientation des fibres n'influe pas sur la déformée.

III.5.2 Effet de la vitesse d'impact sur le contour de la déformée :

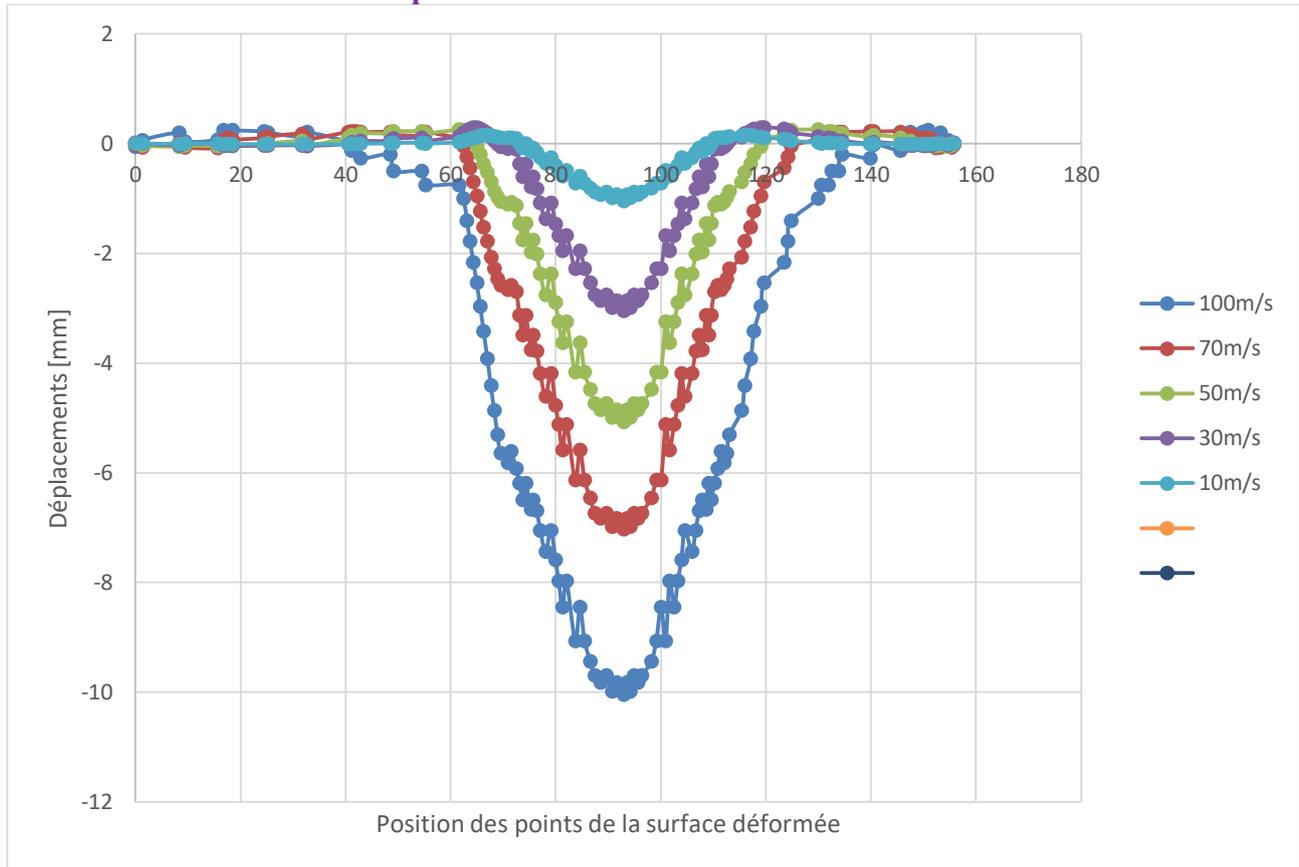


Figure III-5 : Variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de la vitesse de l'impacteur et pour une orientation des fibres $\alpha=0^\circ$.

La figure III-5 représente la variation du déplacement des points de la surface déformée de la plaque en fonction de la vitesse de l'impacteur et pour des fibres orientées à 0° . On remarque que la courbe de déplacement est symétrique par rapport aux deux plans orthogonaux (XZ et YZ) passant par le point de contact impacteur/plaque. Ces résultats obtenus numériquement par la méthode des éléments finis montrent que le déplacement de la déformée varie proportionnellement à la vitesse d'impact.

III.5.3. Effet des orientations des fibres sur l'énergie de dissipation des dommages :

III.5.3.1. Cas du matériau composite stratifié carbone/époxy :

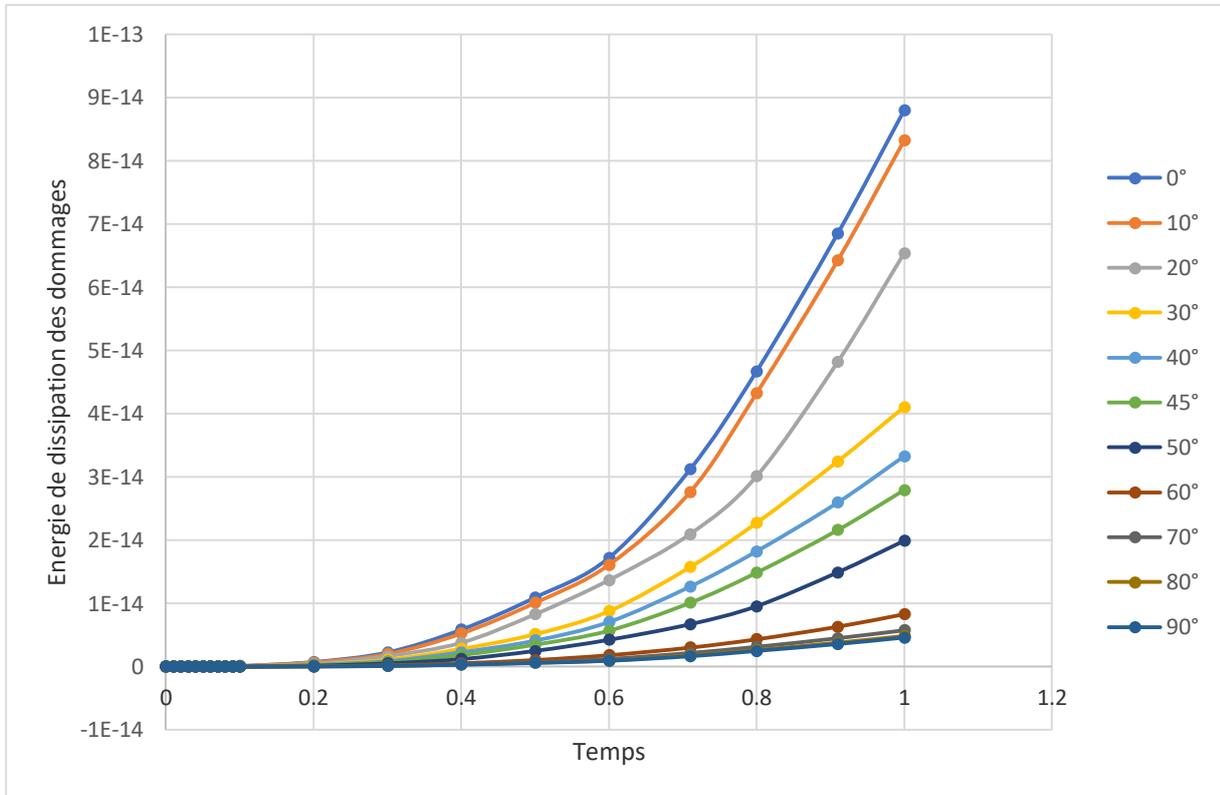


Figure III-6 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour le matériau composite carbone/époxy et toutes les orientations des fibres

La Figure III.6 montre la variation de l'énergie de dissipation des dommages de Hashin en fonction du temps pour le matériau composite carbone/époxy et pour toutes les orientations des fibres. On constate que l'orientation des fibres a une influence significative sur l'énergie de dissipation. L'orientation des fibres 0° entraîne une forte augmentation de l'énergie et commence à diminuer avec l'augmentation des valeurs des orientations des fibres. On note que l'orientation des fibres 90° atteint la valeur minimum de l'énergie de dissipation.

III.5.3.2 Cas du matériau composite stratifié bore/époxy :

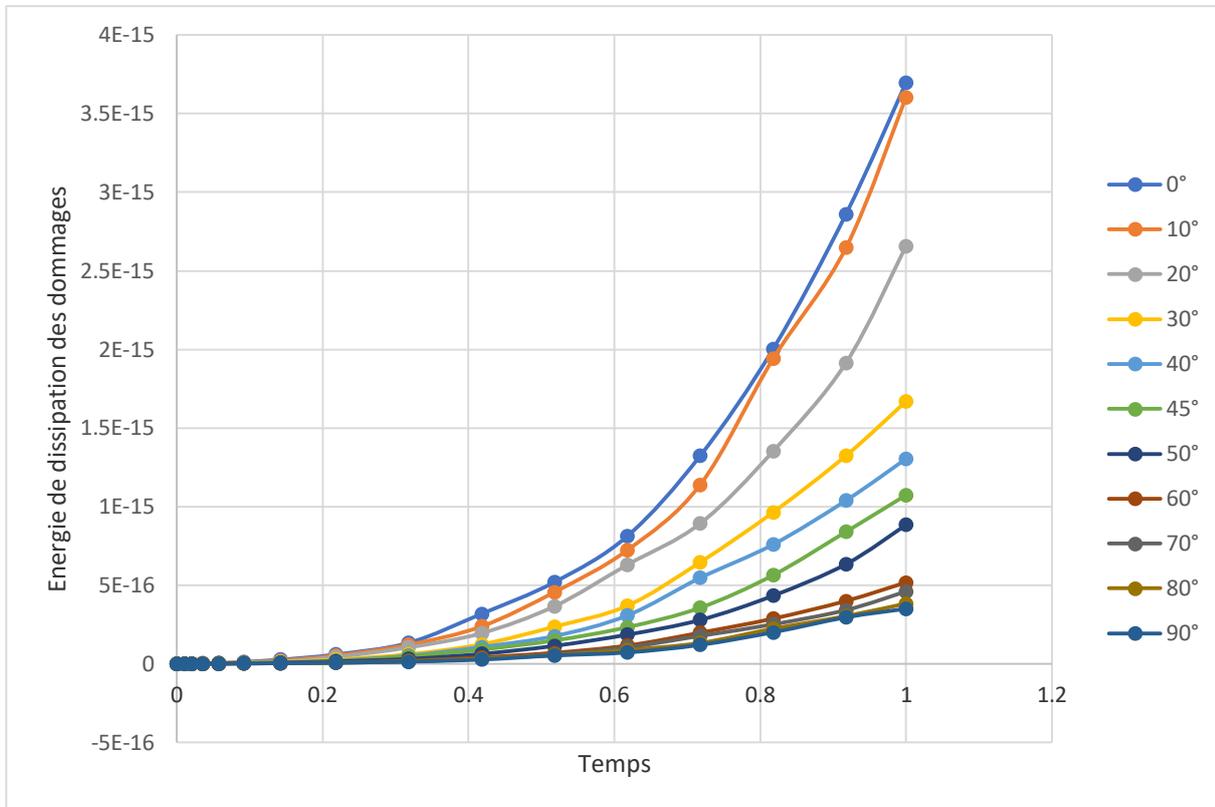


Figure III.7 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour le matériau composite bore/époxy et toutes les orientations des fibres

La Figure III-7 montre la variation de l'énergie de dissipation des dommages de Hashin en fonction du temps pour le matériau composite bore/époxy et pour toutes les orientations des fibres. On remarque que l'énergie de dissipation des dommages est observée de la même façon que celui du matériau composite stratifié croisé carbone/époxy.

III.5.3.3 Cas du matériau composite stratifié verre/époxy :

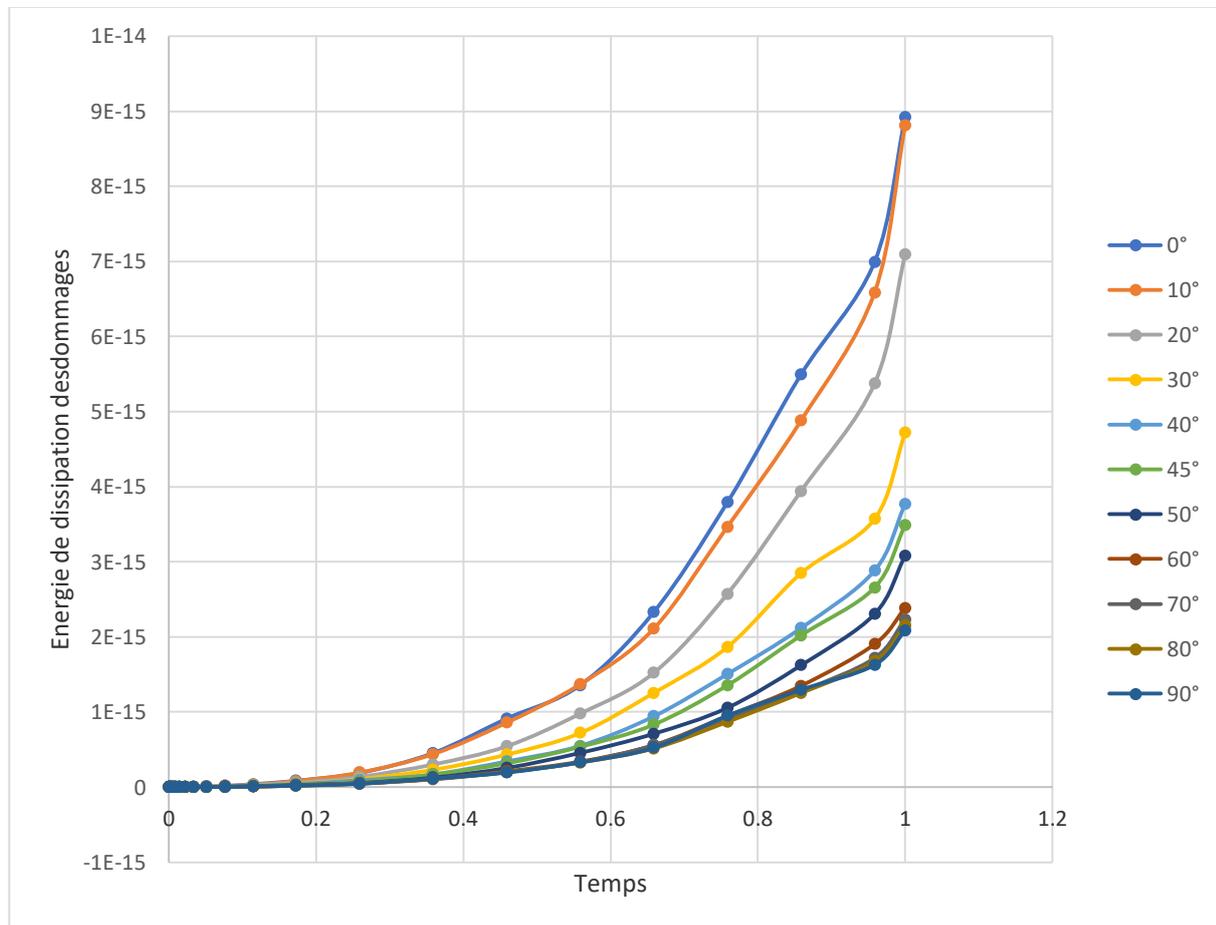
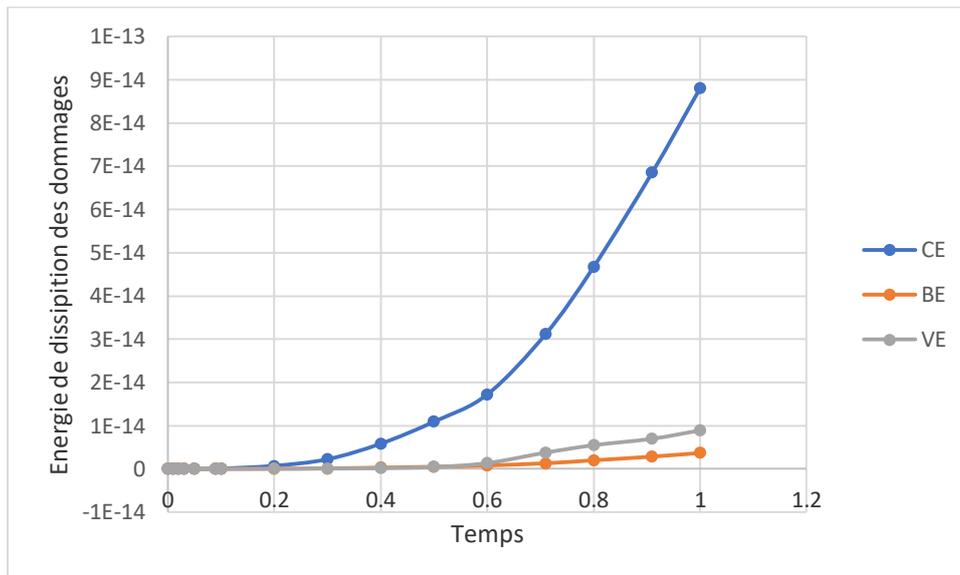


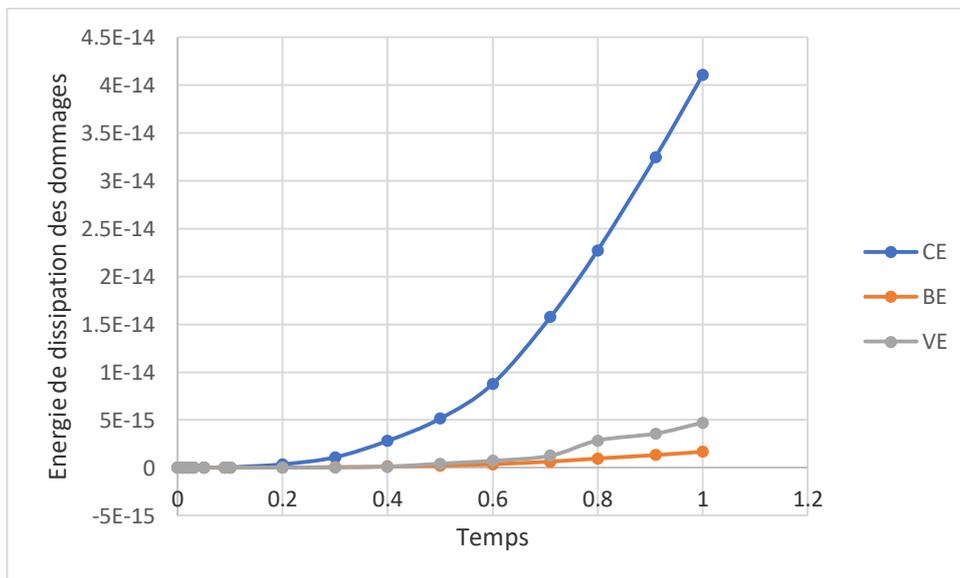
Figure III-8 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps dans pour le matériau composite verre/époxy et toutes les orientations des fibres

La Figure III-8 montre la variation de l'énergie de dissipation des dommages de Hashin en fonction du temps pour le matériau composite verre/époxy et pour toutes les orientations des fibres. On remarque que l'énergie de dissipation des dommages est observée de la même façon que celui du matériau composite stratifié croisé carbone/époxy.

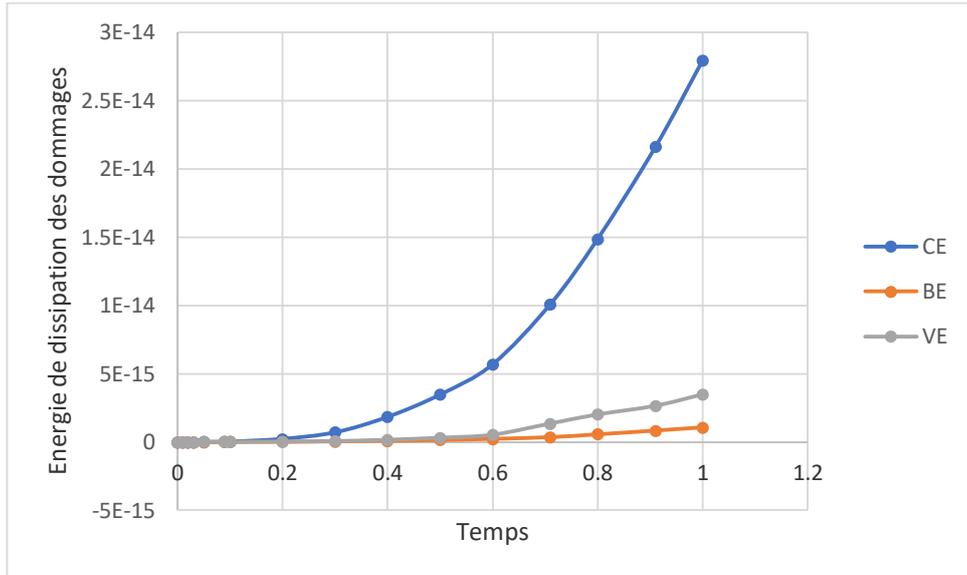
III-5-4-Effet des trois matériaux composites stratifiés sur l'énergie de dissipation des dommages pour différentes orientations des fibres :



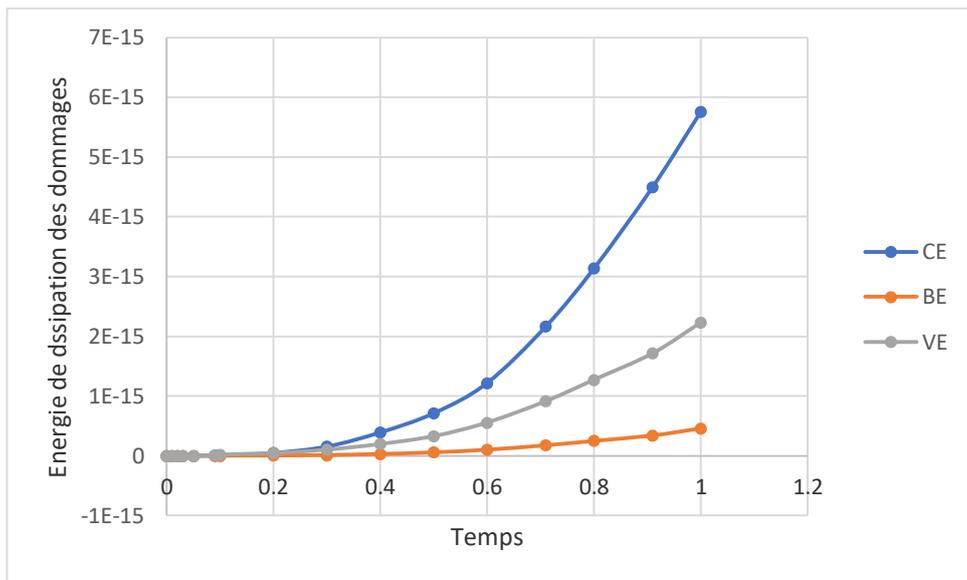
A. Orientation des fibres : 0°



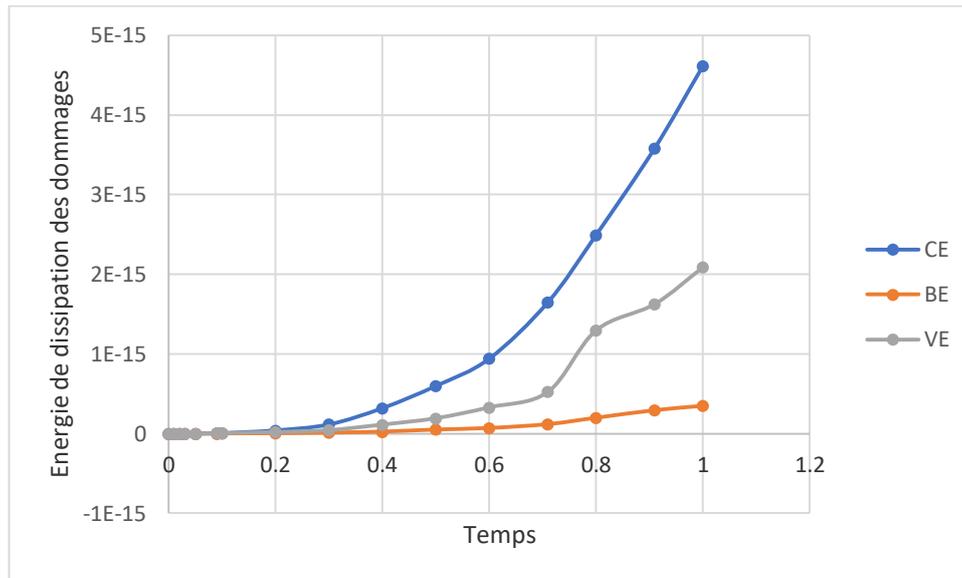
B. Orientation des fibres : 30°



C. Orientation des fibres : 45°



D. Orientation des fibres : 70°



E. Orientation des fibres : 90°

Figure III-9 : Variation de l'énergie de dissipation des dommages en fonction du temps pour les trois matériaux composites verre/époxy, bore/époxy et carbone/époxy et pour les différentes orientations des fibres (A :0°, B :30°, C :45°, D :70° et E :90°)

Les Figures III-9 (A, B, C, D et E) montrent la variation de l'énergie de dissipation des dommages de Hashin en fonction du temps pour les trois matériaux composites carbone/époxy, bore/époxy et verre/époxy et pour les différentes orientations des fibres. On constate que l'orientation des fibres a une influence significative sur l'énergie de dissipation. L'orientation des fibres 0° entraîne une forte augmentation de l'énergie et spécialement pour le matériau composite stratifié carbone/époxy et commence à diminuer avec l'augmentation des valeurs des orientations des fibres. On note que l'orientation des fibres 90° atteint la valeur minimum de l'énergie de dissipation. On observe aussi que le matériau composite bore/époxy présente une réduction significative de l'énergie de dissipation.

III .5.5. Effet des orientations des fibres sur le facteur d'endommagement de Hashin :

La Figure III-10 montre la variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction des fibres pour les trois matériaux composites Carbone/époxy, bore/époxy et verre/époxy. Les trois courbes présentent trois pics, correspondant aux trois orientations, 40°, 45°, 50° et 60° ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales. L'allure des trois courbes montre une augmentation progressive du facteur d'endommagement de Hashin avec le changement des orientations des fibres

de 0° à 55° pour atteindre un maximum, puis descend avec l'augmentation des orientations des fibres de 60° à 90° . On remarque que le matériau composite Bore/Epoxy présente une meilleure résistance par rapport aux deux autres matériaux verre/époxy et carbone/époxy. Il atteint les valeurs minimums du facteur d'endommagement de Hashin.

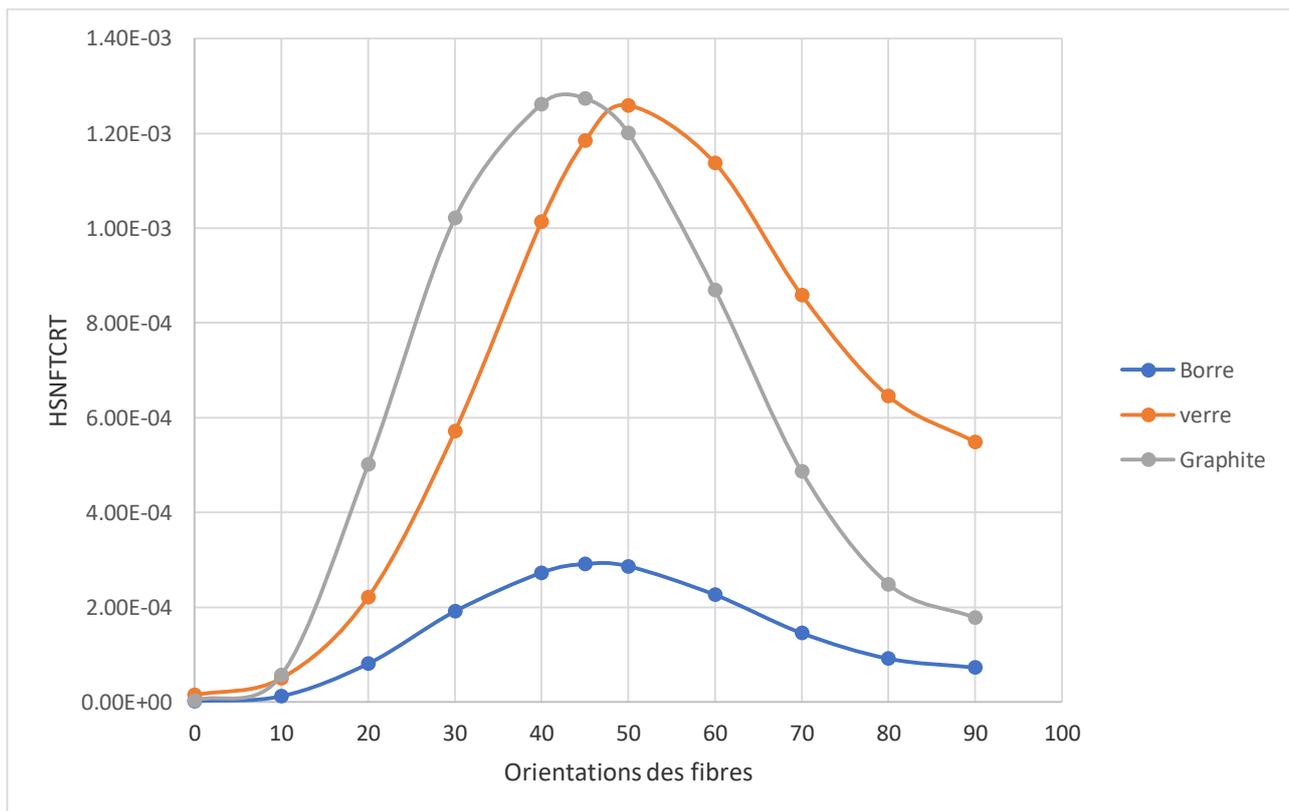


Figure III-10 : Variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction des fibres pour les trois matériaux composites.

III.5.6 Cas de la traction de la matrice :

La Figure III.11 montre la variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction de la matrice pour les trois matériaux composites carbone/époxy, bore/époxy et verre/époxy. La courbe du matériau composite présente verre/époxy un pic correspondant à l'orientation des fibres 40° , les deux matériaux composites stratifiés ont un maximum correspondant à l'orientation des fibres 0° , ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales. On remarque que le matériau composite Bore/Epoxy présente une meilleure résistance par rapport aux deux autres matériaux verre/époxy et carbone/époxy. Il atteint les valeurs minimums du facteur d'endommagement de Hashin.

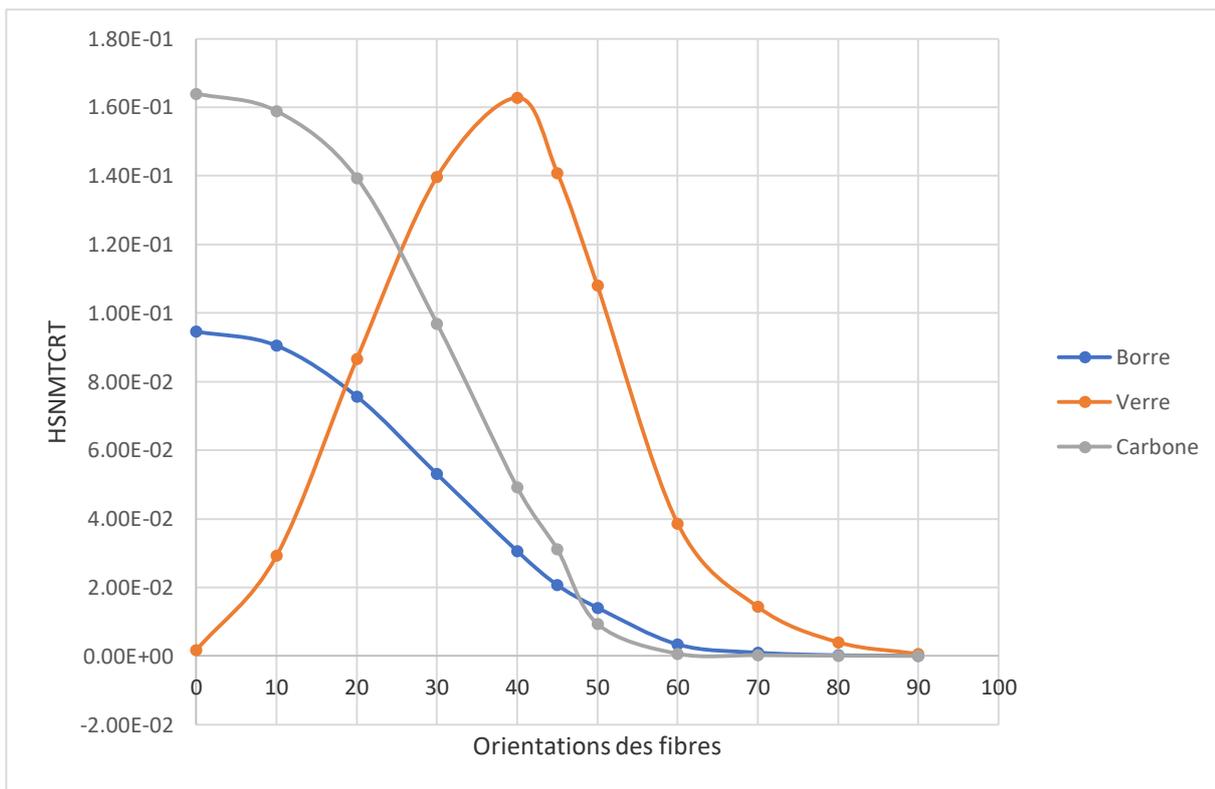


Figure III.11 : Variation du facteur d'endommagement de Hashin en fonction de l'orientation des fibres dans le cas de traction de la matrice pour les trois matériaux composites verre/époxy, carbone/époxy et bore/époxy.

CONCLUSION GENERALE :

Lors de ce travail, nous avons étudié le comportement mécanique de trois composites stratifiés sollicités à une charge statique. Nous avons choisi ces trois matériaux parce que leurs propriétés mécaniques sont disponibles dans la littérature : Carbone/Epoxy, Bore/Epoxy et Verre/Epoxy. Notre étude numérique a pour but d'analyser le facteur d'endommagement de Hashin sous l'effet de plusieurs facteurs tel que, les différents matériaux composites de la plaque et l'orientation des fibres croisés.

Cette étude nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- L'effet de la vitesse d'impact sur le matériau composite étudiés en prenant en compte plusieurs séquences d'empilements.
- La déformée de la plaque au point de contact impacteur/plaque est indépendante de l'orientation des fibres. Cependant, l'orientation des fibres influe sur la surface déformée du composite stratifié.
- Le déplacement de la déformée varie proportionnellement à la vitesse d'impact. On note que le déplacement maximal du point de contact dépend de la vitesse de l'impacteur.
- Quelque soit l'orientation des fibres, on remarque qu'au premier contact de l'impacteur avec la plaque, l'énergie de dissipation est totalement nulle. Cette énergie augmente avec l'accroissement du déplacement de l'ensemble plaque/impacteur pour atteindre une valeur maximale du déplacement qui correspond au temps imposé.
- Le facteur d'endommagement de Hashin est nettement inférieur à la rupture totale de la structure. On note que l'orientation des fibres a une influence significative sur le facteur d'endommagement de Hashin.
- Quel que soit l'orientation des fibres des plaques stratifiées à empilement croisés, le matériau composite stratifié bore/époxy se comporte mieux que les deux autres matériaux verre/époxyde et carbone/époxy.
- Quel que soit l'orientation des fibres des plaques stratifiées à empilement croisés, le matériau composite étudié l'allure des courbes présentent trois pics, correspondant aux trois orientations, 40° , 45° , 50° et 60° ce qui est dangereux pour la structure parce qu'elles conduisent à des contraintes maximales.
- Quel que soit le matériau composite étudié, l'orientation des fibres 0° entraîne une forte augmentation de l'énergie et commence à diminuer avec l'augmentation des valeurs des orientations des fibres. On note que l'orientation des fibres 90° atteint la valeur minimum de l'énergie de dissipation.

Bibliographie :

- [1] «Glossaire des matériaux composites» - carma –Actualisation octobre 2006.
- [2] Michel Dupeux, « Aide mémoire science des matériaux », Dunod, Paris, 2004.-
- [3] Laurent gormet, « Généralités sur les matériaux composites », ECN, Centre Nantes -,2008
- [4] V. Reynaud, G. Subra, M. calderini, « Les matériaux composites », ENSCM, 1993
- [5] Gina Gohorianu, « Interaction entre les défauts d'usinage et la Tenue en matage d'assemblages Boulonnes en Carbone/époxy », Thèse, université Toulouse III, paul sabatier,2008
- [6] Rikard B. Heslehurst ,« Design of composite structures»,PhD (UNSW), MEng(Aero), BEng(Aero) CPEng, FIEAust, FRAeS SMAIAA, SAMPE, SAE, ACSS
- [7] Christiane el Hage ,« Modélisation du comportement élastique en dommageable de matériaux composites à renfort tridimensionnel », Thèse , université de technologie de Compiègne, France,2006.
- [8] Pierre Etienne Buban,Leif Carlsson,Jean Pierre Mercier,Jean Anders E.Manson,Matrice « Composite à matrice organique, propriétés »,Presses polytechniques et universitaires, Romandes,2004.
- [9] Adanur, S., and Liao, «3D modeling of textile composite performs», Composites Part B: Engineering, 29(6), 787-793,1998.
- [10] Desplentere, F., Lomov, S. V., Woerdeman, D. L., Verpoest, I., Wevers, M., and Bogdanovich, «Micro-CT characterization of variability in 3D textile architecture » Composites Science and Technology, 65(13), 1920-1930,2005.
- [11] JULES.E.J, « Couplages entre propriétés thermiques, réactivité chimique et viscosité des « 3 matériaux composites thermodurcissables en relation avec les conditions de leur élaboration fondée sur l'hystérésis Diélectrique », Ecole nationale supérieure d'arts et métiers,2001.
- [12] KAUSCH.H.-H, HEYMANS.N, PLUMER.C.J, and DECROLY.P, « Mat ér iaux polymères : propr i ét és mécaniques et phys ique»,2001.
- [13] BEWA.H, « Matériaux polymères biodégradables et applications Note de SynthèseII »,Direction des Energies Renouvelables,des Réseaux et des Marchés Energétiques,p1-16,2006.
- [14] BERTHELOT.J.-M, « Matériauxcomposites: Comportementmécanique et analysedesstructures »,1999.
- [15] BARDONNET.P,« Résines époxydes(EP) »,Techniques de l'Ingénieur,vol.A3465
- [16] CHEVALIER.M,« Phénoplastesouphénols-formolsPF »,Techniques de l'Ingénieur,vol.A3435.
- [17] : Pierre JACQINET « Utilisation de matériaux composites » Ed. HERMES.1991
- [18] : J.-M. BERTHELOT « Comportement mécanique et analyse des structures de matériaux composites »3ième édition. Ed. TEC et DOC Paris.1999
- [19]http://www.uphf.fr/congres/RFIS2005/Presentations/Session7-2/RP_Carreira-RFIS2005.pdf
- [20] <https://netcomposites.com/guide/manufacturing/pultrusion/>

- [21] http://www.educauto.org/sites/www.educauto.org/files/file_fields/2015/04/01/dossier_pe_da_materiaux_composites_
- [22] Source : Zhao et Takeda, 2000
- [23] Source : Yerramalli et Waas, 2003
- [24] Sources : Gamstedt et Sjögren, 1999 et Sjögren et Berglund, 2000
- [25] Source : Library of University of Cambridge
- [26] Sources : Science de l'ingénieur + Sjögren et Berglund, 2000
- [27] Sources : IMA Dresden + Library of Iowa State University
- [28] Source : D'après la thèse de M.Trovalet
- [29] Source : Sciences de l'ingénieur
- [30] V. Reynaud, G. Subra, M. calderini, « Les matériaux composites », ENSCM, 1993
- [31] Jean Marie Berthelot, « matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures », 4^{ème} édition, TEC &DOC, 2005
- [32] Henaff-Gardin C, Lafarie-Frenot MC. « Specificity of matrix cracking development in CFRP laminates under mechanical or thermal loadings ». *International Journal of Fatigue* ; 24: 171-177,2002.
- [33] Yvon chevalier, « Critères de rupture des composites, approche macroscopique ». *Techniques de l'ingénieur, traité plastiques et composites, A7755*
- [34] R.Hill, « The mathematical theory of plasticity ». Oxford university Press, Lenders
- [35] V. D. Azzi et S. W. Tsai, « Anisotropic strength of components ». *Exper.Mech*, 5,286-288
- [36] O. Hoffman, « The Brittlestrength of orthotropic Materials ». *J compos Mat*, 1,200-206.
- [37] SW.Tsai et E.M.Wu, « A general theory of strength for anisotropic materials ». *J. compos mat*, 5, 58-80.
- [38] D. Liu et L.E. Malvern. Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. *Journal of Composite Materials*, vol. 21, pages 594–609, 1987.
- [39] M.O.W Richardson et M.J. Wisheart. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 27, no. 12, pages 1123 – 1131, 1996.
- [40] P.O Sjöblom, J.T Hartness et T.M. Cordell. On low-velocity impact testing of composite materials. *Journal of Composite Materials*, vol. 22, pages 30–52, 1988.
- [41] K.N. Shivakumar, W. Elber et W. Illg. Prediction of low-velocity impact damage on thin circular laminates. *Journal of American Institute of aeronautics and Astronautics*, vol. 23, pages 442–449, 1985.
- [42] W.J. Cantwell et J. Morton. The impact resistance of composite materials - a review. *Composites*, vol. 22, pages 347–362, 1991.
- [43] S. Abrate. Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Reviews*, vol. 44, pages 155–190, 1991.
- [44] DAVIES, P., BLACKMAN, B.R.K. & BRUNNER, A.J. « Mode II delamination. » Dans : *Fracture mechanicstestingmethods for polymers, adhesives, and composites*. Ed. par D.R. MOORE, A. PAVAN & J.G. WILLIAMS. Oxford, Royaume-Uni : Elsevier Science Ltd., 2001, p. 307-333.

- [45] R. Olsson. Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 31, no. 8, pages 879 – 887, 2000.
- [46] S. Abrate. Modeling of impacts on composite structures. *Composite Structures*, vol. 51, no. 2, pages 129 – 138, 2001.
- [47] H.Y. Choi, H.Y.T. Wu et Chang F.K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composite due to low-velocity impact: Part II - analysis. *Journal of Composite Materials*, vol. 25, pages 1012–1038, 1991.
- [49] E. Demuts, R.S. Sandhu et J.A. Daniels. Post impact compressive strength in composites. Rapport technique N° DOT/FAA/CT-92-25 (1992) 1097 - 1104, FAA, 1992.
- [48] S. Hitchen et R. Kemp : The effect of stacking sequence on impact damage in a carbon fibre/epoxy composite. *Composites*, 26:207–214 1995.
- [49] S. Hinrich, V. Chen, D. Jegley, L.C. Dickinson et K. Edward. Effects of impact on stitched/RFI compression panels. In NASA conference publication 3294, 1995.
- [50] E. Fuoss, P.V. Straznicky et C. Poon. Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates – Part 1: parametric study. *Composite Structures*, vol. 41, no. 1, pages 67 – 77, 1998.
- [51] E. Fuoss, P.V Straznicky et C. Poon. Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates. Part 2: prediction method. *Composite Structures*, vol. 41, no. 2, pages 177 – 186, 1998.
- [52] D.R. Ambur et J.H. Starnes. Effect of curvature on the impact damage characteristics and residual strength of composite plates. In structures, structural dynamics, and material conference, 1998.
- [53] G. Caprino, V. Lopresto, C. Scarponi et G. Briotti. Influence of material thickness on the response of carbon-fabric/epoxy panels to low velocity impact. *Composites Science and Technology*, vol. 59, no. 15, pages 2279 – 2286, 1999.
- [54] D. D. R. Cartié et P. E. Irving. Effect of resin and fibre properties on impact and compression after impact performance of CFRP. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 33, no. 4, pages 483–493, Avril 2002.
- [55] T. Mitrevski, I.H. Marshall, R. Thomson, R. Jones et B. Whittingham. The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates. *Composite Structures*, vol. 67, no. 2, pages 139 – 148, 2005. US Air Force Workshop Damage Assessment of Composite Structures.
- [56] T. Mitrevski, I.H. Marshall et R. Thomson. The influence of impactor shape on the damage to composite laminates. *Composite Structures*, vol. 76, no. 1-2, pages 116 – 122, 2006. Fifteenth International Conference on Composite Materials - ICCM-15.
- [57] T. Mitrevski, I.H. Marshall, R.S. Thomson et R. Jones. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, vol. 76, no. 3, pages 209 – 217, 2006. US Air Force Workshop Health Assessment of Composite Structures, Health Assessment of Composite Structures.
- [58] S.P. Joshi et C.T. Sun. Impact induced fracture in laminated composite. *Journal of Composite materials*, vol. 19, pages 51–66, 1985.

- [59] T. Bai, D. D. Pollard, Spacing of fractures in a multilayered fracture saturation, *International Journal of Fracture* 100(4), 23–24, 1999.
- [60] J.-M. Berthelot, J.-F. Le Corre. Statistical analysis of the progression of transverse cracking and delamination in cross-ply laminates, *Composites Science and Technology* 60(3), 2659–2669, 2000
- [61] J.-L. Rebière, M.-N. Maâtallah, D. Gamby, Analysis of damage mode transition in a cross-ply laminate under uniaxial loading, *Composites structures* 55, 115-126, 2002.
- [62] J. Wang, B. L. Karihaloo, Matrix crack-induced delamination in composite laminates under transverse loading, *Composites structures* 38 661-666, 1997
- [63] Dae-Cheol Seo, Jung-Ju Lee “Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch” Korea, *Composite Structures publication* 57 (2002) 323–330
- [64] F. Larbi Chaht et alii, “Using a Hashin Criteria to predict the Damage of composite notched plate under traction and torsion behavior” *Frattura ed Integrità Strutturale*, 50 (2019) 331-341; DOI: 10.3221/IGF-ESIS.50.28
- [65] ABAQUS FiniteElement Program, ABAQUS/Standard 6.7.1. Hibbit, Karlsson and Sorensen, Inc. Pawtucket, USA, 2006.
- [66] HORTON, R.E. & Mc CARTY, J.E. « Damage tolerance of composites. » : *Engineered materials handbook - Volume 1 : Composites*. Ohio, USA : ASM International, 1993, p. 259-267. ISBN 0871702797 (v.1).
- [67] SCHULTE, K. & STINCHCOMB, W.W. « Damage mechanisms – including edge effects - in carbon fibre-reinforced composite materials. » : *Application of fracture mechanics to composite materials*. Ed. Par K. FRIEDRICH. Amsterdam, Pays-Bas : Elsevier Science Publishers B.V., 1989, p. 273-325.
- [68] WILLIAMS, J.G. « Fracture mechanics of anisotropic materials. » : *Application of fracture mechanics to composite materials*. Ed. par K. FRIEDRICH. Amsterdam, Pays-Bas : Elsevier Science Publishers B.V., 1989, p. 3-38.