

République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université Ibn Khaldoun de Tiaret  
Faculté des Sciences Appliquées  
Département de Génie Mécanique



## **PROJET DE FIN DE CYCLE**

### **MASTER**

**Domaine :** Sciences et Technologies

**Filière :** Electromécanique

**Parcours :** Master

**Spécialité :** Maintenance Industrielle

#### **Thème**

Analyse numérique de l'effet de  
l'interaction entre les couches d'une  
plaque composite / métal sous impact

Préparé par :

**AROUSI Nour Elhouda**

**BACHOU Fadila**

Soutenu publiquement le : / 09 / 2022, devant le jury composé de :

M. BOUZIDANE Ahmed	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Président
M. AISSAT Sahraoui	Maître de Conférences "A" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examinateur
M. BENARBIA Djamila	Maître de Conférences "B" (Univ. Ibn Khaldoun)	Examinateur
M. HOUARI Amine	Maître-assistant class "B" (Univ. Ibn Khaldoun)	Encadrant

Année universitaire : 2021 – 2022



بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

## ***Remercîments***

*Nous remercions, en premier lieu, « ALLAH » le tout Puissant pour la volonté, la santé et la patience qu'il nous a données pour terminer ce Mémoire.*

*Nous tenons à remercier sincèrement **Dr.Houari Amine**, notre encadreur, pour toute son attention, sa disponibilité, ses conseils, et*

*Pour ses encouragements durant la Réalisation de ce mémoire.*

*Nous remercions également les membres du jury D'avoir accepté de juger notre travail. Nous tenons à remercier particulièrement tous nos collègues de génie mécanique de l'Université*

*Ibn Khaldoun, Tiaret.*

## ***Dédicaces***

*A ma très chère mère*

*Quoi que je fasse ou que je dise, je ne saurai point te remercier comme il se doit. Ton affection me couvre, ta bienveillance me guide et ta présence à mes côtés a toujours été ma source de force pour affronter les différents obstacles.*

*A mon très cher père*

*Tu as toujours été à mes côtés pour me soutenir et m'encourager.*

*Que ce travail traduit ma gratitude et ma affection.*

*A mes très chers frères (Mohammed, AbdElRezak)*

*A mes très chères sœurs (Razika, Riham, khaira)*

*A mes très chères amies (Fadhila, Fatima, Houda, Mamia, Ibtesseme, Zineb, Amel, Saidia, Nezha)*

***Nour El Houda***

## ***Dédicaces***

*Je dédie ce travail, A mes très chers parents qui ont toujours été là pour moi tout au long de mes études et qui m'ont donné un magnifique modèle de labeur et de persévérance. Mais aucune dédicace ne serait témoin de mon profond amour, mon immense gratitude, et mon plus grand respect.*

*A ma grande mère eouda, Que dieu bénisse ton amé  
A mes chers frères Mohammed et Yassine, Mehdi, Miloude,  
Walid ;pour leur encouragement indéfectible.  
A mes très chères amies(Nour El Houda, Aya, Hadjer).*

***Fadhila***

# *Liste des figures*

<b>Figure I.1</b> : Schéma illustratif d'un matériau composite.....	4
<b>Figure I.2</b> : Schéma classification des matrices.....	5
<b>Figure I.3</b> : Architecture du renfort dans les composites renforcés .....	7
<b>Figure I.4</b> : Différentes architectures des renforts de composite .....	8
<b>Figure I.5</b> : Fibres et matrice composant les plis d'une stratifiés.....	9
<b>Figure I.6</b> : Composite sandwich.....	10
<b>Figure I.7</b> : Application des matériaux sandwich.....	10
<b>Figure I.8</b> : Bobine de fibre carbone .....	11
<b>Figure I.9</b> : Bobine de fibre de verre.....	11
<b>Figure I.10</b> : Bobine de fibre d'aramide.....	12
<b>Figure I.11</b> : Montre un exemple d'élaboration une arabe de turbine fan.....	12
<b>Figure I.12</b> : Augmentation du pourcentage des composites utilisés pour divers domaines d'utilisation.....	13
<b>Figure I.13</b> : Présenter l'application des matériaux composites dans les pièces de sports et loisirs...13	
<b>Figure I.14</b> : Application des matériaux composites dans le domaine aérospatiales.....	14
<b>Figure I.15</b> : Présenter l'application des matériaux composites dans le domaine biomédical.....	15
<b>Figure I.16</b> : Application des matériaux composites dans l'énergie éolienne.....	15
<b>Figure I.17</b> : Différents procédés de fabrication des composites à matrices polymériques.....	17
<b>Figure I.18</b> : Principe du moulage au contact et d'élaboration d'une coque de bateau.....	17
<b>Figure I.19</b> : Principe du moulage par projection simultanée.....	18
<b>Figure I.20</b> : Moulage de vide .....	19
<b>Figure I.21</b> : Principe du Moulage par injection basse pression de résine – RTM.....	19
<b>Figure I.22</b> : Principe du moulage par compression à froid de résine .....	20
<b>Figure I.23</b> : Principe du Moulage par compression à chaud de résine.....	20
<b>Figure I.24</b> : Principe du Moulage par Pultrusion.....	21
<b>Figure I.25</b> : Principe de fabrication d'un tuyau par centrifugation.....	21
<b>Figure I.26</b> : Principe du moulage de l'enroulement filamentaire.....	22
<b>Figure II.1</b> : Constituants d'un matériau composite.....	23
<b>Figure II.2</b> : schéma d'étude du comportement mécanique d'un composite stratifié.....	24
<b>Figure II.3</b> : Fibres et matrice composant les plis d'une stratifié.....	25
<b>Figure II.4</b> : Structure élémentaire d'un matériau composite unidirectionnel.....	26
<b>Figure II.5</b> : Loi des mélanges pour le module d'Young longitudinal.....	27
<b>Figure II.6</b> : Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel.....	28

<b>Figure II.7:</b> Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnel carbone/époxy impacté.....	29
<b>Figure II.8 :</b> Coupe micrographique d'un stratifié composite T700GC/M2 impacté.....	30
<b>Figure II.9 :</b> Détail des fissures matricielles sur un bord libre .....	30
<b>Figure II.10 :</b> Exemples des différents mécanismes d'endommagements : a) délaminage b ) rupture des fibres.....	31
<b>Figure II.11 :</b> Différentes formes d'impacteur : hémisphérique (a), ogivale (b) conique(c).....	33
<b>Figure II.12 :</b> Micrographies des coupes impactées par différentes formes d'impacteur.....	33
<b>Figure II.13 :</b> Courbe typique Contrainte / Déformation d'une couche en chargement uniaxial.....	34
<b>Figure II.14 :</b> Courbe contrainte-déformation en chargement de cisaillement d'une couche.....	35
<b>Figure II.15 :</b> Enveloppe de rupture pour le critère de rupture utilisant les contraintes maximales...	35
<b>Figure II.16 :</b> Couche rapportée à des axes de référence quelconque.....	36
<b>Figure II.17 :</b> Enveloppe des contraintes de rupture, critère en déformation maximale.....	37
<b>Figure II.18 :</b> Comparaison entre l'enveloppe du critère de rupture en contrainte et déformation maximale .....	37
<b>Figure II.19 :</b> Enveloppe de rupture pour la théorie de rupture Tsai-Hill .....	38
<b>Figure II.20 :</b> Enveloppe de rupture elliptique, modèle Tsai-Wu.....	39
<b>Figure II.21 :</b> Comparaison entre les trois enveloppes de critère de rupture.....	39
<b>Figure III.1 :</b> Les éléments les plus fréquemment utilisés pour discrétisée une structure.....	43
<b>Figure III.2 :</b> Schématisation de l'impact.....	44
<b>Figure.III.3 :</b> Schéma des trois séquences d'empilement utilisé.....	44
<b>Figure.III.4 :</b> Représentation la courbe contrainte – déformation l'Expérimentale AL6061 et simulation au moyen de l'équation de Ramberg – Osgood a) Représente l'essai de traction d'une plaque AL 6061 (125*25*2) mm.....	45
<b>Figure. III.5 :</b> Modèle numérique pour l'analyse d'une plaque hybride en composite/métallique sous impact.....	48
<b>Figure.III.6 :</b> Variation de la force maximale de composite en fonction de la densité de maillage des couches de la plaque.....	49
<b>Figure III.7:</b> Variation la force de contact maximale en fonction de la vitesse d'impact.....	50
<b>Figure III.8 :</b> Energie d'impact en fonction de la vitesse d'impact pour différent les séquences d'empilement.....	51
<b>Figure III.9 :</b> Variation du déplacement maximal en fonction de la vitesse.....	52
<b>Figure III.10 :</b> Effet de la vitesse d'impact sur la contrainte maximale $\sigma_z$ .....	52
<b>Figure III.11 :</b> Effet de la vitesse d'impact sur la force maximale de contact.....	53

<b>Figure III.12:</b> Critères d'initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0° <sub>6</sub> /45 <sub>4</sub> ) à travers l'épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.....	54
<b>Figure III.13 :</b> Critères d'initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0° <sub>6</sub> /90 <sub>4</sub> ) à travers l'épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.....	54
<b>Figure III.14 :</b> Critères d'initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0° <sub>6</sub> /AL <sub>4</sub> ) à travers l'épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.....	55
<b>Figure III.15:</b> Critères d'initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (30° <sub>6</sub> /AL <sub>4</sub> ) à travers l'épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.....	55
<b>Figure III.16:</b> Critères d'initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (45° <sub>6</sub> /AL <sub>4</sub> ) à travers l'épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.....	56
<b>Figure III.17 :</b> Critère d'initiation de la compression matricielle de HASHIN en fonction de la vitesse d'impact pour différent les séquences d'empilement.....	57
<b>Figure.III.18 :</b> Distribution tension de fibre HSNFCCRT entre les couches de la plaque hybride (0° <sub>6</sub> /Métal <sub>4</sub> ).....	58
<b>Figure.III.19:</b> Distribution compression de fibre HSNFTCRT entre les couches de la plaque hybride.....	59
<b>Figure.III.20 :</b> Distribution compression de la matrice HSNMCCRT entre les couches de la plaque hybride.....	60
<b>Figure.III.21 :</b> Distribution compression de la matrice HSNMTCRT entre les couches de la plaque hybride.....	61

## *Liste des tableaux*

<b>Tableau I-1</b> : Caractéristique des matrices thermodurcissables.....	6
<b>Tableau I-2</b> : Caractéristique des matrices thermoplastiques .....	6
<b>Tableau III-1</b> : Principales propriétés mécaniques en traction de l'alliage d'aluminium 6061.....	45
<b>Tableau III-2</b> : Propriétés mécaniques de la fibre et la matrice Kim et al .....	47

# *Liste des Symboles et abréviations*

## Indices

f: Fibre.

i : Représente la direction de sollicitation (1 : Longitudinale ou ,2 : Transversal),

j : Type de sollicitations (t : Traction, C : Compression)

L : Longitudinale.

Le : Longueur de l'élément fini

m : Matrice.

max : Maximale

R : Rupture

T : Transversale.

u, ut : Ultime.

IFV, LVI: Impact à faible vitesse

## Annotations

[A] : Matrice de rigidité extensionnel.

$\alpha$  : l'indentation.

[B] : Matrice de rigidité de couplage

$\beta$  : Concentration des déformations.

[C] : Matrice de rigidité

$C_{ij}$  : Constantes de rigidité

[D] : Matrice de rigidité en flexion

$d_f$  : Diamètre de fibre.

$\delta$  : Distance.

E : Énergie (Indice : T : total, A : Artificielle de déformation et V : visqueuse).

$E_L, E_1$ : Module d'Young longitudinal.

$E_T, E_2$ :Module d'Young transversal.

$\varepsilon_1^t$  : Déformation à la rupture en traction dans la direction longitudinale.

$\varepsilon_1^c$ : Déformation à la rupture en compression dans la direction longitudinale.

$\varepsilon_2^t$ : Déformation à la rupture en traction dans la direction transversale.

$\varepsilon_2^c$ : Déformation à la rupture en compression dans la direction transversale.

$\gamma_{12}^R$ : Distorsion à la rupture en cisaillement dans le plan 1-2.

$F_{11}$  : Force d'impact dans la direction X.

$F_{22}$  : Force d'impact dans la direction Y.

$F_{33}$  : Force d'impact dans la direction Z

$g$  : Accélération terrestre

$G_{12}$  ,  $G_{LT}$ : Module de cisaillement longitudinal de la couche.

$H$  : Hauteur de chute.

$K$  : La rigidité.

$K_C$  : Coefficient de contact qui dépend du coefficient de poisson de l'impacteur  $\nu_i$  .

$L$  : longueur de la plaque.

$M$  : Masse.

$\nu_{LT}$ ,  $\nu_{12}$ : Coefficient de Poisson en traction longitudinale.

$\nu_{TT}$ : Coefficient de Poisson en traction transversale.

$[\bar{Q}]$  : Matrice de rigidité en contrainte plane.

$r_i$ : Rayon de l'impacteur.

$[S]$  : Matrice de souplesse.

$S_{ij}$ : Constantes de souplesse

$S_{12}$ ,  $S_{13}$ ,  $S_{23}$ : Résistances de cisaillements admissibles dans les directions principales.

$\sigma_1^t$ : Résistance maximale à la traction dans la direction longitudinale.

$\sigma_1^C$ : Résistance maximale à la compression dans la direction longitudinale.

$\sigma_2^t$ : Résistance maximale à la traction dans la direction transversale.

$\sigma_2^C$ : Résistance maximale à la compression dans la direction transversale.

$\tau_{12}^R$ : Résistance maximale au cisaillement dans le plan 1-2.

$\sigma_1^R$ : Résistance dans le sens longitudinal.

$\sigma_2^R$ : Résistance dans la direction transversale.

$\tau_{12}^R$ : Résistance au cisaillement dans le plan 1-2.

$\theta$ : Angle d'orientation ou de rotation.

$V$  : Volume élémentaire représentatif.

$dv$ : Variation du volume élémentaire représentative.

$V$  : Vitesse d'impact.

$W$  : largeur de la plaque.

$x_k$ : Point matérielle dans la couche k.

$X_T, Y_T, Z_T$ : Résistance à traction admissibles dans trois directions respectives du stratifié.

$X_C, Y_C, Z_C$  : Résistance à la compression admissibles dans trois directions respectives du stratifié.

$Y$  : Flèche ou déplacement du centre de la plaque.

# *Les Unités*

Accélérations : m/s<sup>2</sup>

Contraintes et modules : MPa

Distances et flèches : mm

Énergies : J

Fractions : %

Hauteurs : m

Masse : Kg

Vitesses : m/s.

NB : le terme résistance signifie la contrainte de rupture ou la contrainte ultime, la direction longitudinale est la direction dans le sens de chargement des fibres (notée 1). Et la direction transversale est la direction perpendiculaire à la fibre (notée 2).

# SOMMAIRE

Introduction générale .....	1
<b>Chapitre I : Généralité sur les matériaux composites</b>	
I.1.Introduction .....	3
I.2. Définition des matériaux composites.....	3
I.3. Pourquoi les matériaux composites .....	4
I.4. Classification matériaux composite selon matrice.....	4
I.4.1. Les Composites à matrice organique (CMO) .....	5
I.4.1.1. Les matrices thermodurcissables (résines TD).....	5
I.4.1.2.Les matrices thermoplastiques.....	6
I.5. Classification matériaux composite selon le renfort.....	7
I.5.1. Les composites à fibres.....	7
I.5.2. Les composites à particules.....	8
I.5.3. Les composites structuraux.....	8
I.5.3.1. Les composites stratifiés.....	9
I.5.3.2. Composites sandwichs.....	10
I.6. Le renfort.....	10
I.6.1. Fibres de carbone.....	11
I.6.2. Fibres de verre.....	11
I.6.3. Fibres aramides.....	12
I.6.4. Fibres céramiques.....	12
I.7. Domaine d'utilisation.....	12
I.7.1. Les composites dans les équipements de sports et loisirs.....	13
I.7.2. Matériaux composites dans l'aviation.....	14
I.7.3. Secteur médical.....	14
I.7.4. Secteur de l'énergie renouvelable.....	15
I.8. Procédés d'élaboration.....	15
I.8.1. Moulage au contact.....	16
I.8.2. Moulage par projection simultanée.....	17
I.8.3. Moulage sous vide.....	18
I.8.4. Moulage par injection basse pression de résine – RTM.....	19
I.8.5. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression.....	19
I.8.6. Moulage par compression à chaud de résine.....	20
I.8.7. Moulage par pultrusion.....	20

I.8.8. Moulage par centrifugation.....	21
I.8.9. Enroulement filamentaire (ou bobinage).....	22
I.9. Conclusion.....	22

## **Chapitre II : Etude de l'endommagement des matériaux composites**

II.1. Introduction.....	23
II.2. Étude du comportement des matériaux composites.....	23
II.3. Lois de comportement homogénéisé des matériaux composites.....	24
II.3.1. Loi de mélange.....	24
II.3.1.1. Dans le cas fraction volumiques.....	24
II.3.1.2. Dans le cas fraction massique.....	25
II.4. Détermination des propriétés élastiques d'un pli unidirectionnel .....	26
II.4.1. Module d'Young longitudinal.....	26
II.4.2. Module d'Young transverse.....	27
II.5. Mécanismes d'endommagement de plaques composites stratifiées lors d'un impact.....	29
II.5.1. L'endommagement.....	29
II.5.2. Fissuration matricielle.....	30
II.5.3. Délaminage.....	30
II.5.4. Rupture de fibre.....	31
II.6. Les principaux paramètres influant les dommages d'impact sur plaque composite stratifiée.....	31
II.6.1. Energie d'impact .....	32
II.6.2. Vitesse d'impact.....	32
II.6.3. La forme de l'impacteur.....	32
II.7. Principales approches de modélisation d'impacts sur plaques composites stratifiées.....	33
II.7.1. Approche analytique.....	34
II.8. Critères de rupture des unidirectionnels.....	34
II.8.1. Critère en contraintes maximales.....	35
II.8.2. Critère en déformation maximale.....	36
II.8.3. Critères interactifs.....	37
II.8.3.1. Critère de Tsai-Hill.....	38
II.8.4. Critère de Tsai-Wu.....	38
II.8.5. Critère de Hashin en 3D.....	40
II.9. Mécanique de l'endommagement : modèle de zones cohésives.....	41
II.10. Conclusion.....	41

## Chapitre III : Résultat et analyses

III.1. Introduction.....	42
III.2. La méthode des éléments finis.....	43
III.3. Modèle Géométrique.....	44
III.4. Modélisation des matériaux utilisés dans notre étude.....	45
III.5. Modélisation par éléments finis.....	47
III.6. Résultats et discussions.....	49
III.6.1. Vérification de la convergence.....	49
III.6.2. Distribution les contrainst maximale de la plaque hybride (90° <sub>5</sub> /Métal).....	49
III.6.3. Analyse l'effet les critères d'endommagement HASHIN sur la plaque hybride .....	50
III.6.4. L'effet vitesse d'impact sur la plaque hybride pour les trois séquences d'empilement...	53
Conclusion générale.....	62
Références bibliographies et Webographies.....	63

# Introduction Générale

## *Introduction générale*

---

Les matériaux composites ont suscité un intérêt dans de nombreux secteurs industriels (aéronautique, naval, ou automobile). Et d'après la définition de Berthelot, 1992, un matériau composite est constitué de l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles et de nature différente, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément ».

Ces matériaux se démarquent par leur légèreté et leur facilité de mise en œuvre. L'usage des composites à matrice organique (C.M.O) ne cesse de croître dans les domaines les plus variés, en particulier les stratifiés à fibres longues de carbone et à matrice époxyde sont de plus en plus utilisés pour la réalisation de pièces de structure. Les bonnes propriétés mécaniques spécifiques de ces matériaux permettent en effet un allègement des structures, particulièrement recherché dans les industries aéronautiques et aérospatiales. Les composites stratifiés carbone/époxyde présentent d'excellentes propriétés mécaniques mais sous l'influence de sollicitations monotones ou cycliques, mécaniques ou thermiques la tenue des structures composites peut être considérablement réduite, la fissuration transverse est généralement le premier endommagement observé dans la matrice du pli le plus désorienté par rapport à l'axe de sollicitation.

Des fissures transverses peuvent apparaître très tôt dans la durée de vie de la structure et elles peuvent constituer des zones d'amorçage pour d'autres mécanismes d'endommagement plus dangereux (décohésion fibre/matrice et le délaminage). La connaissance de la fissuration transverse est donc un préalable indispensable aux études ayant pour but d'assurer l'intégrité de la structure. L'usage des matériaux composites engendre toute fois de nombreuses difficultés relatives au dimensionnement et à la durabilité des structures, ce qui limite encore la diffusion de ces structures composites à plus grande échelle.

L'assemblage boulonné de structures hybrides composites/métalliques est un passage obligatoire dans la conception des structures aéronautiques et aérospatiales. Il est alors nécessaire, d'effectuer des opérations de perçage dans les composites stratifiés qui, par leur nature, sont des matériaux hétérogènes, orthotropes. C'est pourquoi il s'impose alors une bonne connaissance du comportement mécanique sous diverses sollicitations des matériaux composites stratifiés perforés, et ceci passe par la formulation théorique des lois de comportement et la connaissance des modes d'endommagement.

L'une des questions faisant actuellement l'objet d'activités de recherches dans ce domaine, concerne les méthodes de prédiction l'endommagement des plaques hybrides stratifiées assemblées par collage, et particulièrement les structures à fort gradient (présence des concentrations de contraintes) sous sollicitations mécaniques. Notre objectif principal basé sur l'effet de critères l'initiation de l'endommagement HASHIN dans la structure pour voir la relation entre les plis à

## *Introduction générale*

---

l'aide analyse numérique c.-à-d. l'endommagement se traduit par des décollements entre les plis. Notre travail se subdivise en trois chapitres :

Premier chapitre aborde, brièvement, une analyse l'état l'art des matériaux composites. En commencer par des définitions ces matériaux composites par une description de leurs constitutions, leurs propriétés des matériaux utilisées dans divers domaines d'et utilisation, l'importante diversité de ces matériaux et puis les procédés de fabrication de ce type de matériaux.

Le second chapitre met l'accent sur l'étude du comportement mécanique général des matériaux composites. On s'intéresse avant tout au comportement élastique des matériaux composites et aux caractéristiques du mélange renfort-matrice et ensuite une brève discussion sur les mécanismes d'endommagement des plaques composites stratifiées lors d'un impact par différents critères de rupture des matériaux composites.

Troisième chapitre présente les résultats d'un modèle numérique par élément fini du comportement des plaques hybrides composites/métalliques par impact à faible vitesse qui s'applique aux structures aérospatiales.

Nous conclurons cette étude par une conclusion générale à partir de quelques perspectives.

# CHAPITRE I

Généralité sur les

matériaux

composites

## I.1.Introduction :

Le développement de nouveaux matériaux est soumis aux besoins des constructeurs. Ceux-ci veulent toujours des matériaux plus performants, plus économiques et qui durent plus longtemps. Les chercheurs sont le plus souvent amenés à optimiser les solutions déjà utilisées, mais dans certains cas, ils doivent complètement repenser le problème et envisager de " nouveaux matériaux ". En effet, on ne découvre plus de nouveaux matériaux, mais on crée plutôt des nouvelles associations de matériaux. L'un des résultats de cette association est l'aboutissement à un matériau composite.

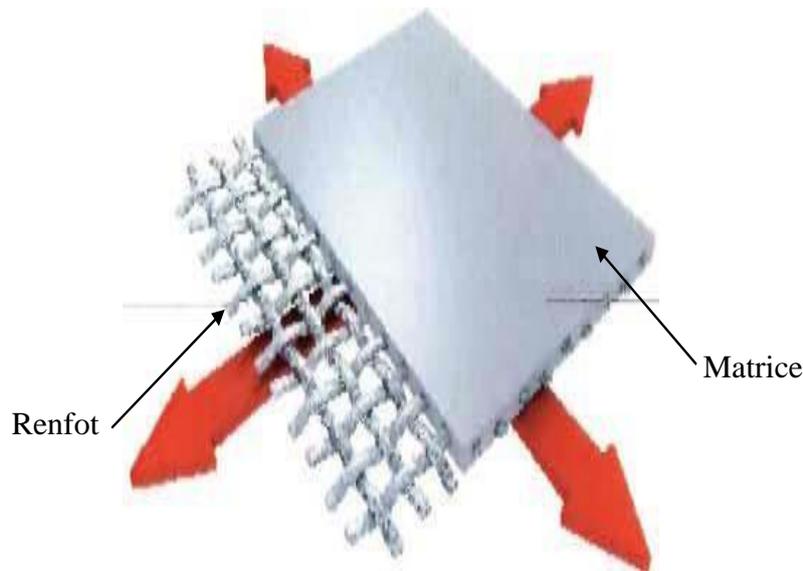
Pour l'utilisation intensive des matériaux composites, nous présentons dans ce chapitre la définition des matériaux composites, applications de ces structures, ainsi que l'avantage des matériaux composites et les types et leurs composants, ensuite l'avantage des matériaux composites. L'étude a aussi permis de revoir les définitions et les désignations relatives ainsi que quelques architectures les plus courantes. Le chapitre présente l'intérêt de l'utilisation des stratifiés dans les différents domaines de l'industrie moderne. Enfin, Les procédé de fabrication des composites.

## I.2. Définition des matériaux composites

Le mot composites, dans le terme matériau composite, signifie que deux matériaux ou plus sont combiné à une échelle macroscopique nettement inférieur à celle de la pièce pour former un troisième matériau. Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux matériaux de natures différentes, se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément [1]. Donc un matériau composite est un matériau hétérogène et anisotrope.

Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue, appelée matrice. Les matrices a pour rôle de transmettre au renfort les efforts mécaniques extérieurs (figure I.1)[2] .Une interphase se crée entre les deux constituants et aura pour rôle de transmettre les contraintes de l'un à l'autre sans déplacement d'où l'établissement d'une bonne adhérence.

Entre le renfort et la matrice, existe une zone de liaison appelée interface .Les propriétés de l'interface entre la fibre et la matrice influencent les dommages induits par un impact [3]. Des charges et des additifs peuvent être ajouté au composites sous forme d'éléments fragmentaires, de poudres ou liquide, afin de modifier une propriétéde la matière à laquelle on l'ajoute (par exemple la tenue aux chocs, la résistance aux feu) [4]. Des additifs, en particulier des produits chimiques, rentrent dans la composition du composite pour former des interphases etc...



**Figure I.1** : Schéma illustratif d'un matériau composite [5]

### I.3. Pourquoi les matériaux composites

Les principales caractéristiques de pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- Le gain de masse.
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée).
- L'absence de corrosion.
- Leur possibilité de prendre plusieurs formes.
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur.
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyens.
- Très forte anisotropie.

En générale l'utilisation des matériaux composites principalement pour réduire la masse des structures due à leur excellent rapport : masse / rigidité / résistance. Afin de l'utilisé dans différents secteurs industriels.

### I.4. Classification matériaux composite selon la matrice

Les matrices sont essentiellement pour rôle de transférer les contraintes apportées sur les matériaux aux fibres, de les protéger contre les agressions extérieures et donner la forme du matériau. Elles doivent être en outre assez déformable et présenter une certaine compatibilité avec le renfort. Ainsi, pour pouvoir apporter aux matériaux composites des propriétés mécaniques.

Élevées, les résines doivent posséder des masses volumiques faibles. Il existe aujourd'hui trois grandes familles, selon la nature chimique de la matrice [6] :

❑ **Les Composites à matrice organique (CMO):**

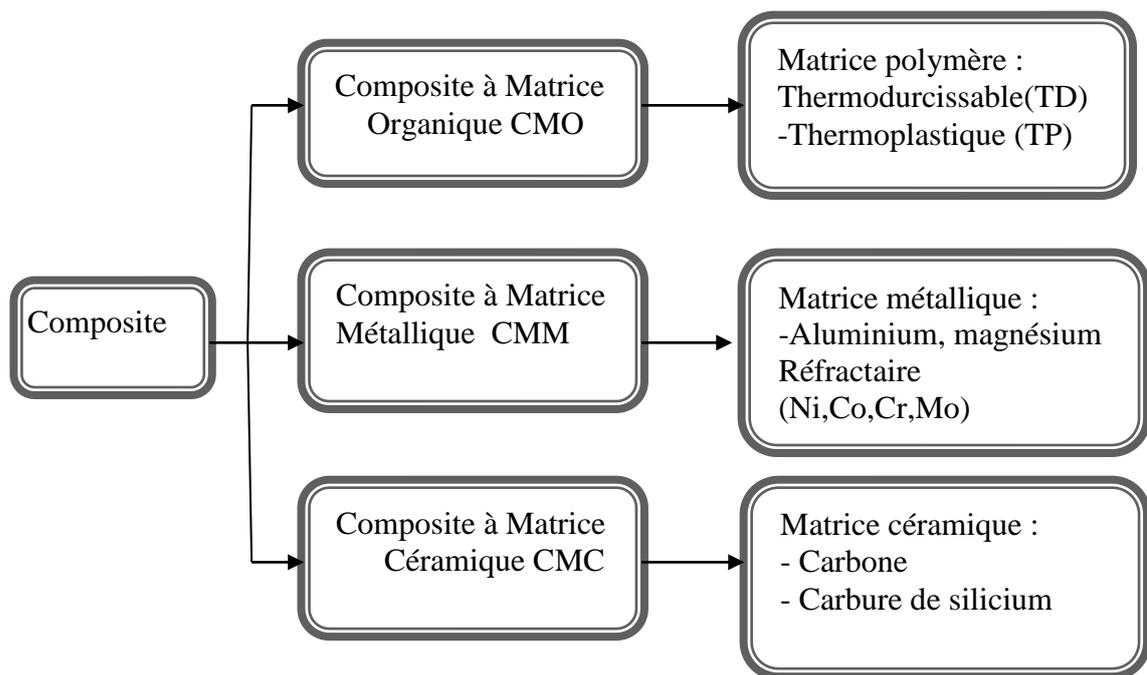
Qui constituent de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle.

❑ **Les Composites à matrice céramique (CMC):**

Réservés aux applications des très hautes technicités et travaillant à haute température comme le aérospace, nucléaire.

❑ **Les Composites à matrice métallique (CMM):**

Trouvent leurs principales applications dans le transport aérien, maritime, ferroviaire, l'aérospatial ainsi que les sports, notamment grâce à leur bonne tenue mécanique comparable aux matériaux homogènes, plus résistants que l'acier et plus légers que l'aluminium.



**Figure I.2 :** Schéma classification des matrices

#### I.4.1. Les Composites à matrice organique (CMO)

Pour la matrice organique (CMO) il existe deux grandes familles de matrices : les thermoplastiques et les thermodurcissables. Une nouvelle classe de résines, ayant les propriétés des deux précédentes familles, a vu le jour, il s'agit des thermostables [6].

##### I.4.1.1. Les matrices thermodurcissables (résines TD)

Ces résines, sous forme liquide à l'état initial, subissent une transformation irréversible en passant à l'état solide après polymérisation. Les matrices thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces dernières ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. On distingue donc trois types de matrices thermodurcissables [7].

Dans ce présent travail nous avons utilisé la matrice thermodurcissable « polyester insaturé ».

Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau I.1.

**Tableau I.1** : Caractéristique des matrices thermodurcissables [8].

Matrice TD	Plyester					
	Epoxyde	Phénolique	Polyester	Polycarbonate	Vinylester	Silicone
Masse volumique (Kg/m3)	1200	1300				
Module d'élastique Longitudinal (Mpa)	4500	3000	4000	2400	3300	2200
Module de cisaillement Mpa	1600	1100	1400	/	/	/
Coefficient de poisson	0.4	0.4	0.4	0.35	/	0.5
Contrainte de ruptureMPa	130	70	80	60	75	35
Allongement à Rupture %	2	2.5	2.5	/	4	/
Coefficient de dilatation Thermique °C <sup>-1</sup>	11* 10 <sup>-5</sup>	1*10 <sup>-5</sup>	8*10 <sup>-5</sup>	6*10 <sup>-5</sup>	5*10 <sup>-5</sup>	/

**I.4.1.2. Les matrices thermoplastiques**

Les thermoplastiques sont des chaînes polymères reliées entre elles par de faibles liaisons. Ils sont recyclables et possèdent au moins un solvant. Les thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. On site quelque exemples et leur caractéristiques sont présentées dans le tableau I.2 [8].

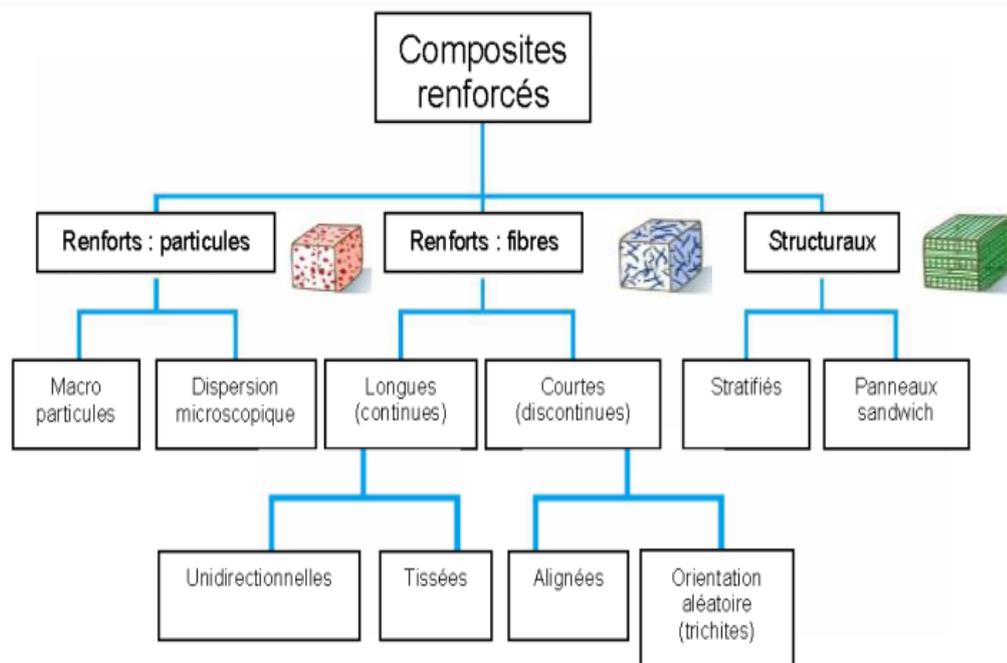
**Tableau I.2.** Caractéristiques des matrices thermoplastiques [8]

Matrices Tp caractéristiques	PP	PPS	PA	PES	PEI	PEEK
	Masse volumique (kg/m3)	900	1300	1100	1350	1150
Module d'élasticité longitudinal (Mpa)	1200	4000	2000	3000	3300	4000
Coefficient de Poisson	0.4	/	0.35	/	/	/
Coefficient de dilation Thermique (c-1)*105	9	5	8	6	6	5
Contrainte de dilation thermique (C-1)*105	30	65	70	85	105	90
Allongement à la rupture %	20 à 400	100	200	60	60	50

## I.5. Classification matériaux composite selon le renfort

Le but des renforts dans les matériaux composites est essentiellement d'accroître leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la rupture, dureté, etc...) et d'améliorer des propriétés physiques, tels que les comportements au feu, la tenue en température (conservation des caractéristiques mécaniques à haute température) ou les propriétés électriques. Outre les propriétés mécaniques élevées qu'ils procurent, les caractéristiques recherchées dans les renforts sont une masse volumique faible, une compatibilité avec les matrices et une facilité de mise en œuvre. Les renforts peuvent provenir d'origines diverses (animale, végétale, synthétique, etc.). En fonction de la forme des renforts, on distingue Trois types de composites [6] :

1. Les composites à fibres.
2. Les composites à particules.
3. Les composites structuraux.



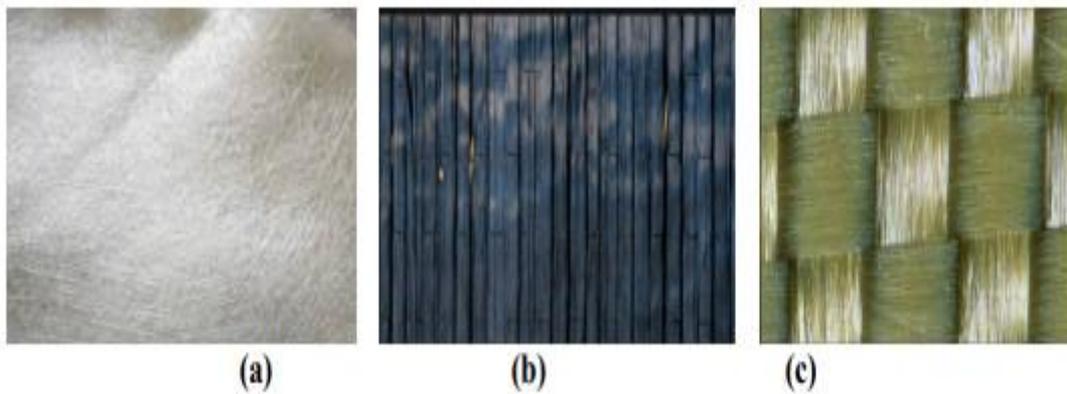
**Figure I.3 :** Architecture du renfort dans les composites renforcés [9].

### I.5.1. Les composites à fibres :

Les 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 :

- Linéique (fils, mèches).
- Tissus surfaciques (tissus, mats).
- Tissus multidirectionnelle (Tri directionnel) [10].

L'orientation des fibres permet de moduler les propriétés mécaniques du matériau et d'obtenir des matériaux isotropes ou anisotropes.



**Figure I.4** : différentes architectures des renforts de composite : a) mats de verre, b) tissu unidirectionnel, c) tissu bidirectionnel [11].

➤ **Les mats :**

Ce sont des nappes de filaments composées de fibres courtes et discontinues, orientées aléatoirement et maintenues ensemble par un liant soluble (figure I.4), ce qui offre une propriété quasi isotrope au composite final. Ce sont des matériaux déformables, peu coûteux et souvent utilisés avec un taux volumique de fibres important (figure I.4.a) [10].

➤ **Les unidirectionnels :**

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand (figure I.4.b) [11].

➤ **Les tissus bidirectionnels**

Le tissu destiné au renfort de composites est une surface souple, constituée par un assemblage régulier de fils tissés ou torsadés, obtenue par entrecroisement des mèches selon deux directions perpendiculaires, chaîne et trame. Ils peuvent avoir différentes armures. On distingue principalement : la toile ou le taffetas, le sergé et le satin (figure I.4.c) [10].

➤ **Les multidirectionnels**

Ce sont des structures 3D formées de fibres orientées dans plusieurs directions de l'espace, composé de plusieurs couches qui sont liées, par conséquent le risque de délaminage est très faible. Les composites renforcés par des tissus multidirectionnels sont caractérisés par une masse volumique faible et conservent parfaitement leur rigidité. Ils sont préférables pour des applications demandant de hautes performances, en particulier en aérospatiale [11].

### I.5.2. Les composites à particules

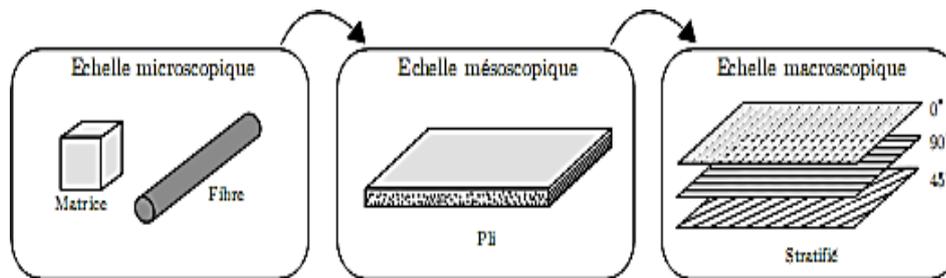
Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux [6].

### I.5.3. Les composites structuraux

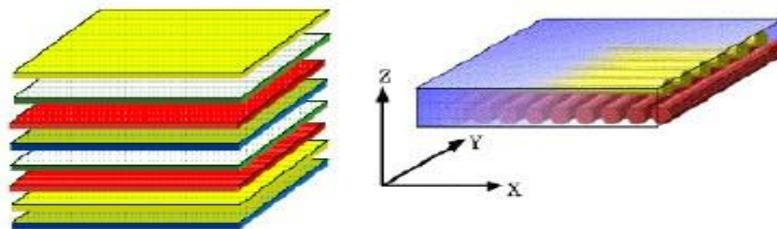
Généralement, on distingue deux sortes de matériaux composites structuraux: les stratifiés et les sandwichs [12]:

### I.5.3.1. Les composites stratifiés

Les stratifiés sont formés de plusieurs couches élémentaires appelées monocouches. En effet, les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite, et sont formées d'une matière plastique (résine) renforcée d'un matériau fibreux (figure.I.5.a). Les monocouches sont définis par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles UD ou réparties aléatoirement), à fibres tissées, ou à fibres courtes. La superposition de plusieurs monocouches dans la direction de l'épaisseur permet d'obtenir une structure composite stratifiée (figure.I.5.b).



**Figure I.5 .a** : Fibres et matrice composant les plis d'une stratifié [13]



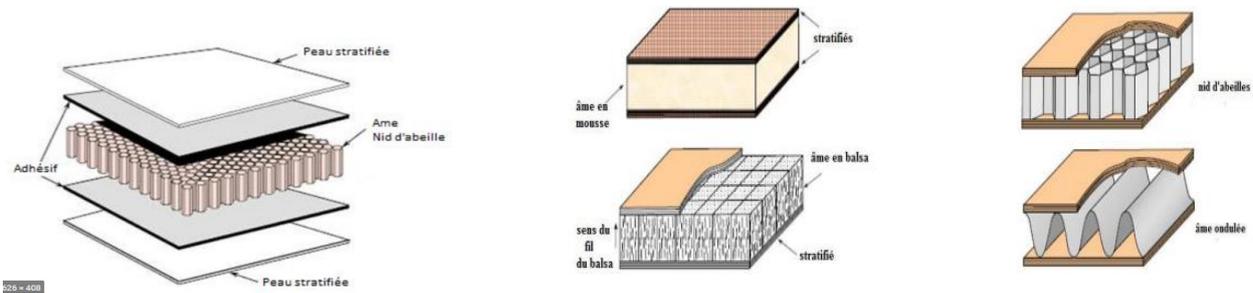
**Figure I.5.b** : composite Stratifié [14]

Un stratifié est un ensemble de feuillets ou plis empilés de manière à obtenir une rigidité et une épaisseur requises pour la structure. Le stratifié composé de fibres unidirectionnelles peut être empilé de sorte que les fibres de chaque pli sont orientées dans des directions identiques ou différentes. Le choix des séquences d'empilement des couches dépendra essentiellement de l'utilisation du matériau composite (figure I.5), en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposé, par exemple [12] :

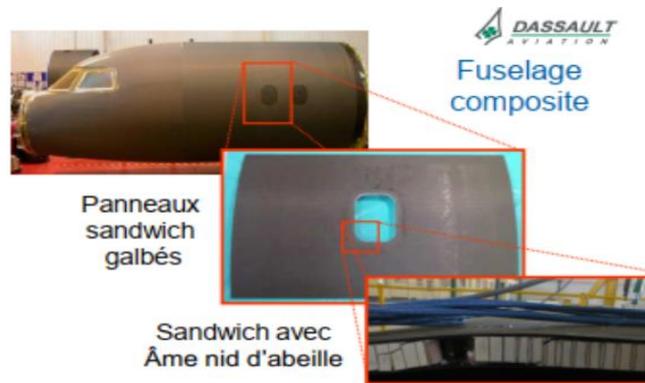
- Les couches unidirectionnelles ont une bonne résistance à la traction.
- Les stratifiés avec fibres orientés à 30° ou 45° peuvent résister aux efforts tranchants
- Les stratifications croisées seront sensibles au délaminage inter laminaire.
- Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour avoir une pseudo-isotropie dans le plan du stratifié.
- Une stratification symétrique garantira généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.

**I.5.3.2. Composites sandwichs**

Une structure sandwich (figure. I.6) et une âme en matériau plein (par exemple « mousse plastique »). L’avantage de cette structure d’avoir une grande rigidité en flexion, pour une masse minimale. En schématisant, l’âme est ultralégère (la plupart des mousses utilisées ont une masse volumique de l’ordre de 40 à 100 Kg/m une compression dans son épaisseur et ne sert qu’à « maintenir un écart » entre deux plaques minces de matière ce qui donne la rigidité maximale. En conception cette structure sandwich en matériaux composites est comparée, généralement, à une plaque métallique nervurée [12].



**Figure. I.6 :** a) composite sandwiche, b) éléments constitutifs d’un sandwich à âme pleine, b) élément constitutifs d’un panneau sandwich à âme creuse[15].



**Figure I.7 :** Application des matériaux sandwiche [16].

**I.6. Le renfort**

Le renfort est généralement composé de matériau plus dur que la résine ; son rôle principal est d’assurer au matériau une grande résistance surtout à la traction, En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d’origines diverses : végétale, minérale, synthétique, etc... Toutefois, les renforts les plus utilisés se présentent sous forme de fibres ou formes dérivées, et constituent une fraction volumique du matériau composite généralement comprise entre 0,3 et 0,7.

Une fibre est un solide à une dimension dont la structure est fortement orientée. On définit une fibre par sa section moyenne dans la direction transversale. Parmi les différents types de fibres utilisées comme renforts. On peut distinguer cinq classes de fibres à savoir [17] :

- les fibres de carbone.

- les fibres de verre.
- les fibres d'aramide.
- les fibres céramiques.
- les fibres végétales.

Dans ce travail nous avons utilisé les fibres de carbone.

### I.6.1 Fibres de carbone

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseur utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances mais le prix très élevé [18].



Figure I.8 : bobine de fibre de carbone [19].

### I.6.2 Fibres de verre

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance-prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites. On distingue trois types de fibres de verre :

1. Verre E : pour les composites à grande diffusion.
2. Verre S : pour les applications d'électricité.
3. Verre R : pour les composites à haute performance.

Avantages de la fibre de verre est compatibilité avec les matrices organiques, bonnes propriétés diélectriques et faible coût. Mais les inconvénients de la fibre de verre est faible module d'élasticité (par rapport aux fibres de carbone et l'aramide) et Vieillesse au contact de l'eau [20].



Figure I.9 : bobine de fibre de verre [19].

### I.6.3. Fibres aramides

Les fibres aramides ont des propriétés mécaniques élevées en traction comme les carbonnes mais leurs résistances à la compression est faible. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à une mauvaise adhérence des fibres à la matrice dans le matériau composite. Ces fibres sont généralement développées pour renforcer les pneumatiques. Les fibres d'aramide présentent la même particularité que les fibres de carbone. Elles ont un coefficient de dilatation linéique négatif dans le sens axial [21].

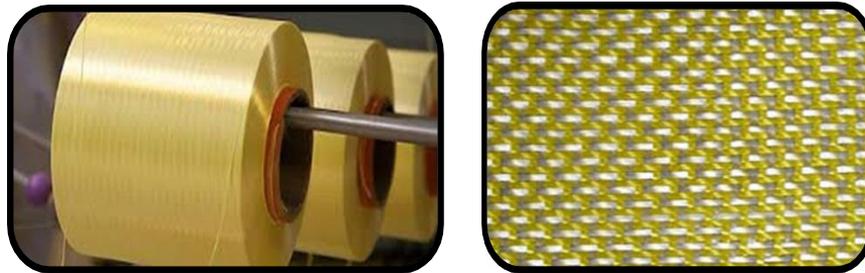


Figure I.10 : bobine de fibre d'aramide [19].

### I.6.4. Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renfort et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2 000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions [12]. Quelques exemples de fibres céramiques :

- Fibres de Carbone de Silicium.
- Fibres de Bore.
- Fibres de Bore carbure de silicium.

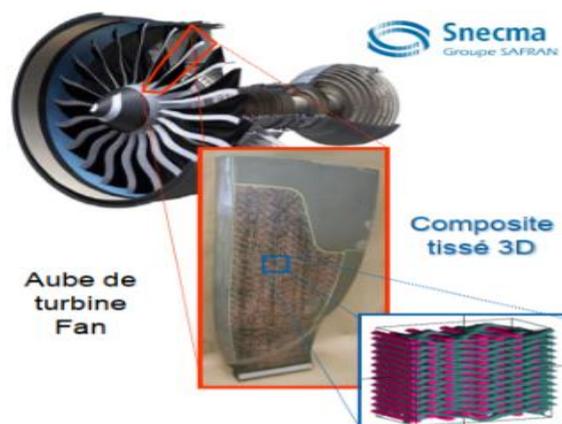


Figure I.11 : Montre un exemple d'élaboration d'une aube de turbine fan [22].

## I.7. Domaine d'utilisation

Les excellentes performances mécaniques des matériaux composites fibres résine en terme de caractéristiques spécifiques en font des matériaux attrayants pour l'utilisation dans les structures.

En outre, l'intérêt de ces matériaux réside dans leur anisotropie aisément contrôlable par le concepteur qui peut ainsi ajuster la rigidité et la résistance en fonction des sollicitations extérieures. Ainsi l'immense avantage des matériaux composites est de pouvoir être optimisé pour chaque application : on peut placer le renfort exactement où il est nécessaire. Cette optimisation résulte en une grande performance de ces matériaux, qui sont souvent de loin les plus légers pour une résistance mécanique spécifiée. Cependant ils restent très chers à fabriquer. Le développement des composites modernes est dû essentiellement aux besoins de plus en plus poussés de l'industrie [23], surtout dans les secteurs automobile, transports (figure I.12) .



Figure I.12 : Augmentation du pourcentage des composites utilisés pour divers domaines d'utilisation [22].

### I.7.1. Les composites dans les équipements de sports et loisirs

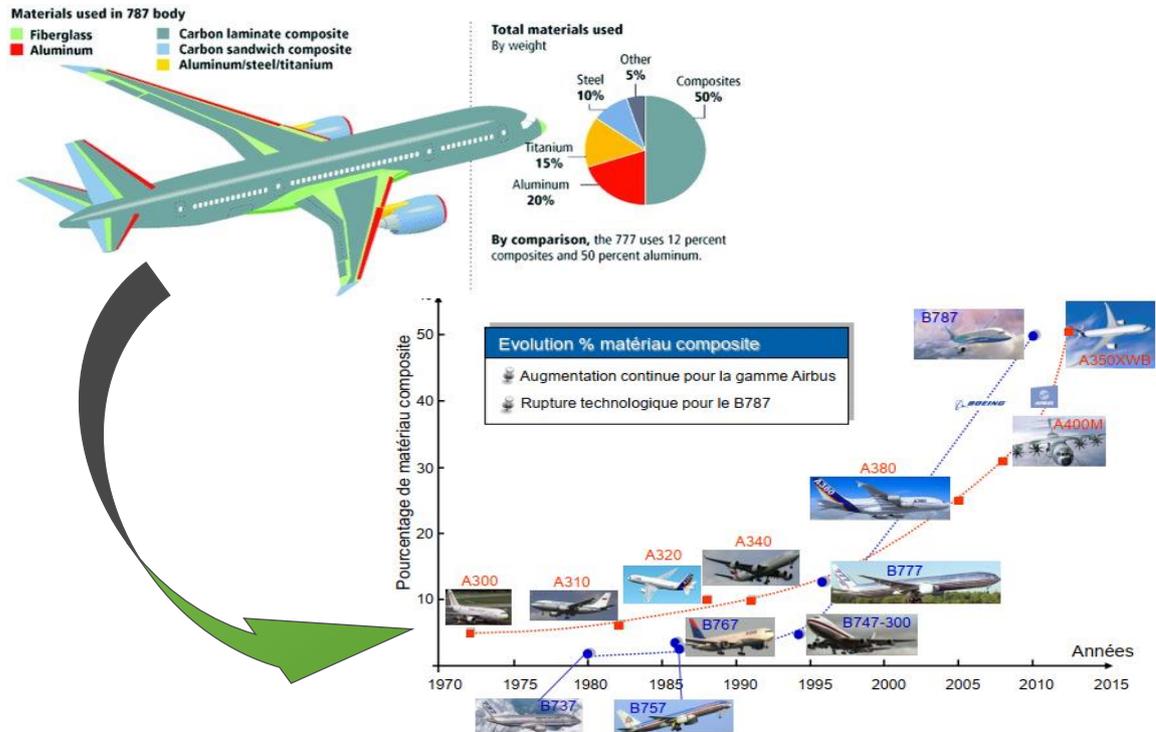
Les performances sportives exigent des matériaux performants. Les matériaux composites répondent bien à ces exigences, malgré un coût relativement élevé. Les sports et loisirs utilisent des composites HP avec un taux de renforts de plus de 70%. Les sports concernés par ces matériaux sont surtout, le tennis, le ski, les sports nautiques etc. Les composites permettent d'augmenter sur mesure les performances, la fiabilité des articles de sports [24].



Figure I.13 : présenter l'application des matériaux composites dans les pièces de sports et loisirs [25].

**I.7.2. Matériaux composites dans l'aviation :**

L'aéronautique utilise les composites hautes performances pour la fabrication de pièces de structure primaire des appareils en raison de leur légèreté, de leur souplesse de forme et des économies de frais de maintenance qu'ils engendrent [26].

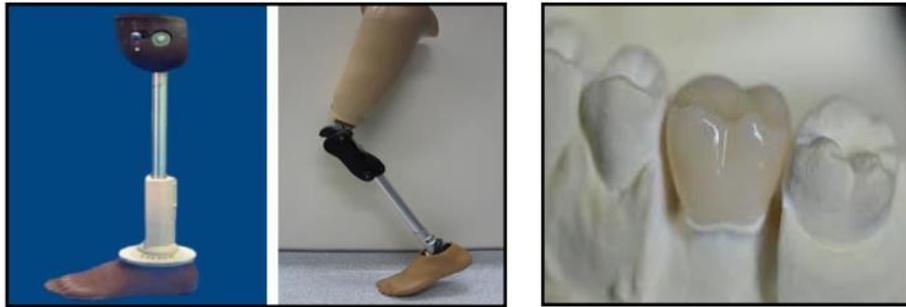


**Figure I.14 :** Application des matériaux composites dans le domaine aérospatiales a) montre la répartition des matériaux composites dans l'Airbus A380 et Boeing B787. b) montre l'augmentation du pourcentage des composites stratifiés pour la fabrication des avions de ligne[27].

Par exemple la figure I.14 montrant la génération actuelle des avions civils, l'Airbus A380 contient des matériaux composites jusqu'à 25% de la masse structurale. L'illustration la plus marquante concerne la comparaison entre le Boeing 777 et le Boeing 787. En pourcentage de la masse structurale, le Boeing 777 contient 12% de composites et 50% d'aluminium tandis que le Boeing 787 a monté sur 50% de composites et 20% d'aluminium. Ainsi dans l'industrie aéronautique l'utilisation des matériaux composites est presque généralisé pour les structures secondaires, leur introduction est progressive dans les structures primaires la figure.I.14.

**I.7.3. Secteur médical**

Les applications des composites dans le domaine médical et de sécurité sont très récentes et concernent plutôt les composites à hautes performances, à matrice époxy et fibres de carbone, ou à matrice thermoplastique et fibres longues de verre ou de carbone d'autre part[24].



**Figure I.15:** présenter l'application des matériaux composites dans le domaine biomédical [25].

#### I.7.4. Secteur de l'énergie renouvelable

Etant donné que l'énergie éolienne participe durablement à la lutte contre la pollution atmosphérique, les gaz à effet de serre et les divers déchets industriels, l'intérêt pour le développement technologique d'éoliennes est de plus en plus puissantes et devient aujourd'hui une préoccupation majeure pour les constructeurs mondiaux [28].



**Figure I.16 :** application des matériaux composites dans l'énergie éolienne [22].

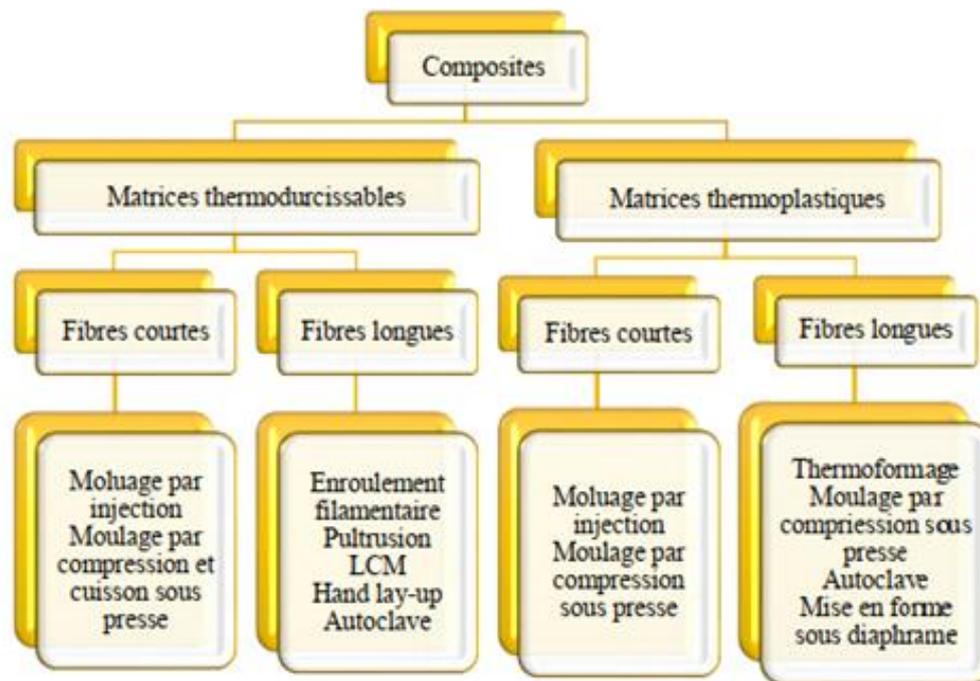
Dans l'industrie moderne des pales d'éoliennes en matériaux composites à base de fibres occupent une place prépondérante (95 %) (**Figure 1.16**). En effet, ces matériaux présentent des avantages attractifs résidants principalement dans les bonnes caractéristiques mécaniques en termes de rigidité et de résistance spécifiques.

#### I.8. Procédés d'élaboration

Le but de cette partie est de connaître les principes des différents processus de mise en œuvre des matériaux composites. La plupart des techniques de mise en œuvre consistent à élaborer des pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort. Cette technique générale appelée la stratification, conduit à l'élaboration de stratifiés, cela nous amènera ensuite à nous intéresser à l'architecture des matériaux composites [20]. Les matériaux composites obtenus généralement par moulage sont très hétérogènes et anisotropes.

Il faut différencier entre les concepts charges et renforts dans la classification des fibres. Les charges, sous forme d'éléments fragmentés, de poudres ou liquide, modifient une propriété de la matière à laquelle on l'ajoute (par exemple la tenue aux chocs, la résistance aux UV,...). Les renforts, sous forme de fibres longs, contribuent uniquement à améliorer la résistance mécanique et la rigidité de la pièce dans laquelle ils sont incorporés. L'élaboration des matériaux composites peut être classifiée sous différentes formes :

- Classification selon les principes de moulage (mise en forme à chaud, mise en forme à froid).
- Classification selon la technologique.
- Classification suivant le type de résine et la taille de la série de production (figure I.17) [29].



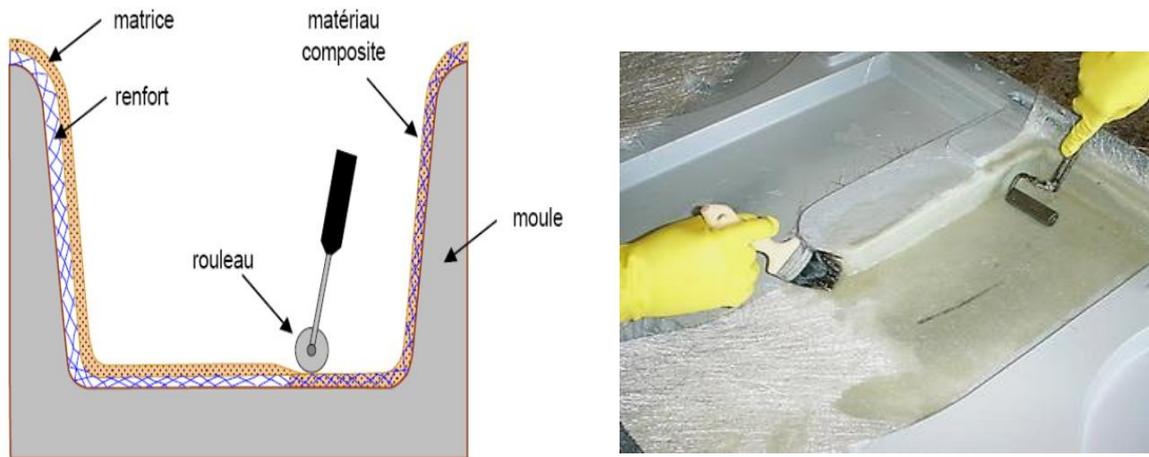
**Figure I.17.** Différents procédés de fabrication des composites à matrices polymériques [29].

La figure I.17 représente que le moulage reste le procédé le plus utilisé dans l'élaboration de matériaux composites, mais il existe d'autres procédés aussi importants :

### I.8.1. Moulage au contact

Est un procédé manuel (élaboration à façon) pour la réalisation de structures à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule approprié et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée.

Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée puis détournée. Cette technologie est plus réservée à la réalisation de pièces prototypes ou de simulation. Ce procédé est utilisé pour les petites séries, de 1 à 1000 pièces/année et pour la construction de pièces de grandes dimensions ainsi que pour les revêtements sur des supports divers [8].



**Figure I.18 :** a) Principe du moulage au contact. b) Élaboration d'une coque de bateau [30].

### Avantages

- Très larges possibilités de forme.
- Pas de limite dimensionnelle, Une surface lisse gelotée (aspect, tenue à la corrosion).
- Propriétés mécaniques moyennes à bonnes.
- Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne [31].

### Limites

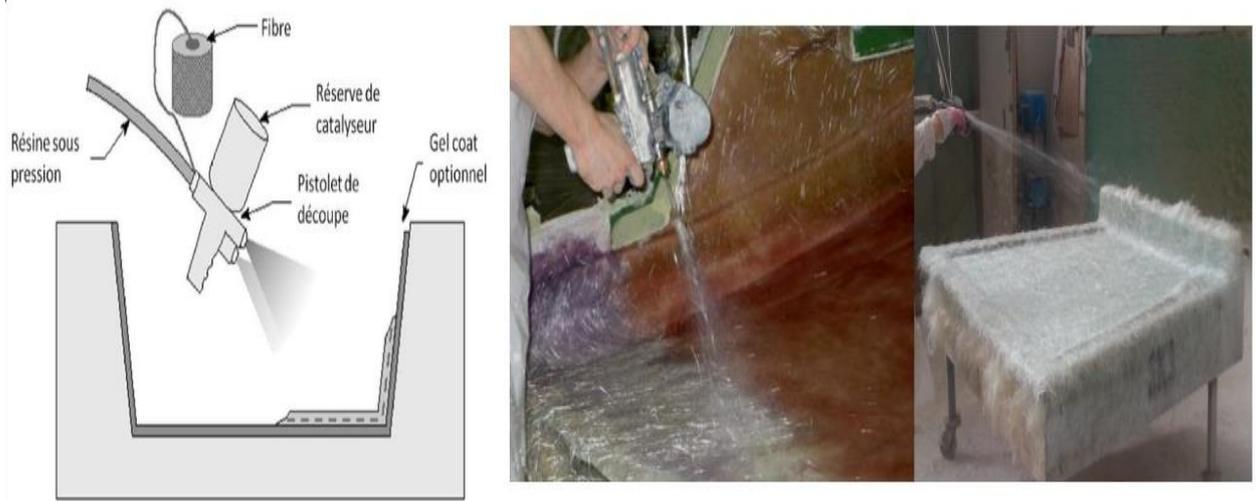
- Une seule face lisse.
- Nécessité de finition (détourage, perçage...).
- Qualité tributaire de la main d'œuvre.
- Faible cadence de production par moule, espace de travail important [31].

### I.8.2. Moulage par projection simultanée

Est également un procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines, encore à l'état liquide, thermodurcissables et à température ambiante sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- Un dispositif de coupe-projection du renfort
- Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine.

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface préparée du moule puis compactés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine injectée pré-accélérée est catalysée en continu lors de sa projection. Le pistolet est alimenté en fibres et en résine (figure I.19) [13].



**Figure I.19** : Principe du moulage par projection simultanée [31]

### Avantages

- ✓ Travail simplifié, suppression de la mise en forme obtenue directement par la projection
- ✓ Très larges possibilités de forme et des dimensions.
- ✓ Investissements très modérés.
- ✓ Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne [8].

### Limites

- ✓ Propriétés mécaniques moyennes.
- ✓ Une seule face lisse.
- ✓ Qualité tributaire de la main d'œuvre.
- ✓ Conditions de travail très médiocres si absence d'agencements nécessaires [8].

### I.8.3. Moulage sous vide

Le moulage sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique (figure I.20). On dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.), est ensuite emboîté. Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre-moule poreux, qui étale et déballe la résine.

Le contre-moule peut éventuellement être limité à la seule membrane d'étanchéité. Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Il permet d'obtenir de bonnes qualités mécaniques, grâce à une proportion de résine uniforme et à une diminution des inclusions d'air. Dans le cas de l'utilisation d'un contre-moule rigide, un bel aspect de surface est obtenu sur les deux faces. Les cadences de production sont toutefois assez lentes [31].

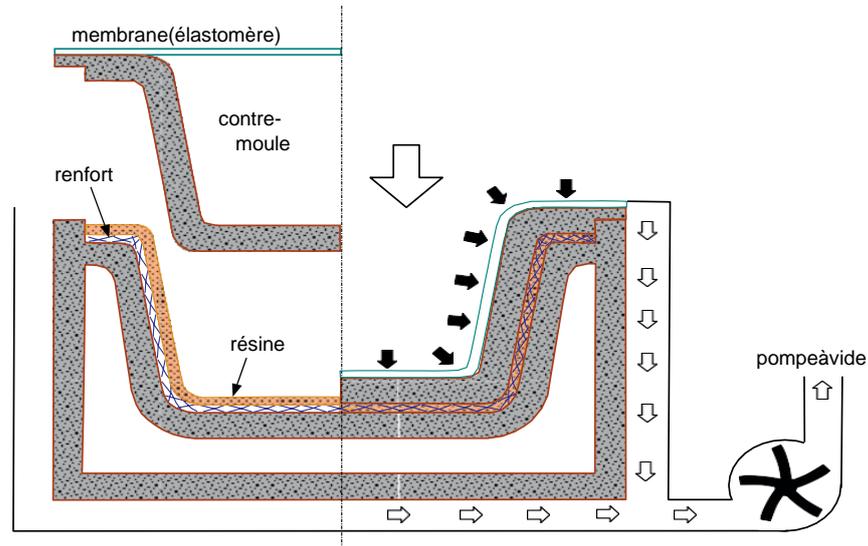


Figure I.20 : Moulage de vide [31].

**I.8.4. Moulage par injection basse pression de résine – RTM**

Le procédé de moulage par injection de résine liquide RTM (Resin Transfer Moulding) s'effectue entre moule et contre-moule, les deux rigides. Le renfort (mats, préforme, ou parfois tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci soît solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, sous injectée sous faible pression (1.5 à 4.5 bars) et ce, à travers le renfort jusqu'à un remplissage complet de l'empreinte adéquat. Par la suite, le durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce devrait démoulée [31].

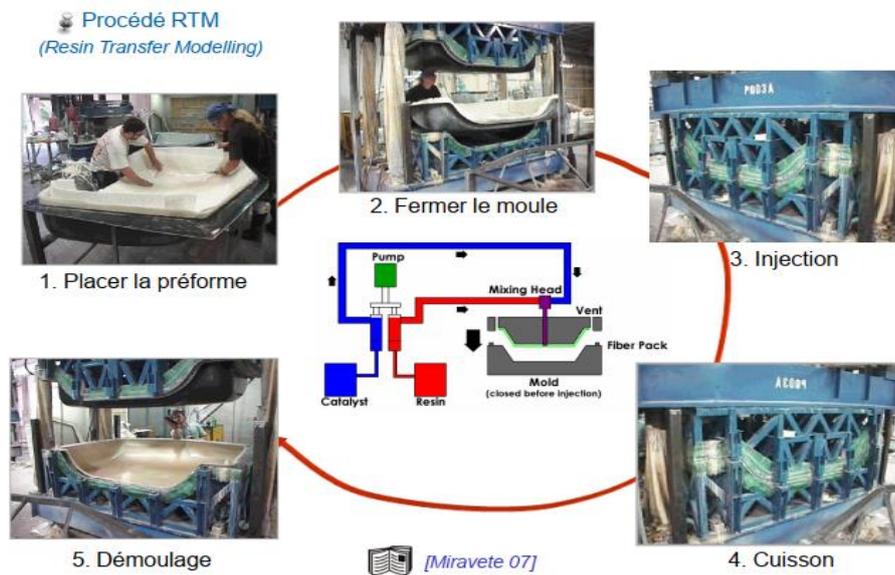
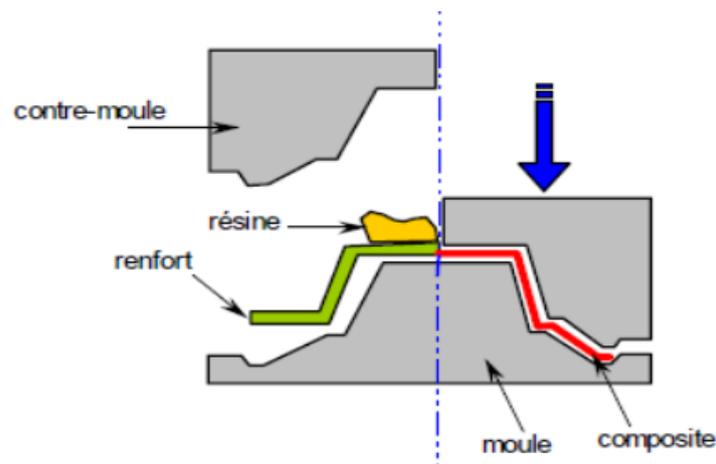


Figure.I.21 : Principe du Moulage par injection basse pression de résine – RTM [32].

**I.8.5. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression**

C'est un procédé de moulage à l'aide d'une presse à compression entre moule et contre moule rigides en composite, initialement sans apport thermique extérieur. Moule ouvert, le renfort (mat)

est posé sur la partie inférieure du moule et la résine, dotée d'un système catalytique très réactif, est versé en vrac sur le renfort [8].



**Figure I.22 :** Principe du moulage par compression à froid de résine [8].

La fermeture du moule sous pression (2-4 bars) entraîne la répartition de la résine dans l'empreinte et l'imprégnation du renfort. Le durcissement de la résine est accéléré par l'élévation de température du moule due à l'exotherme de la réaction, ce qui permet un démoulage rapide.

#### I.8.6. Moulage par compression à chaud de résine.

Ce procédé (figure I.23) est utilisé pour les grandes séries de production (15 à 30 pièces par heure). Dans ce procédé exige une presse hydraulique et un moule métallique chauffants à la température de l'ordre de 80 à 150 °C, et le renfort (mat à filscoupés, fils continus, pardestissus). La fermeture du moule sous pression (10 à 50 bars). Ce procédé démoulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques. L'importance de la presse est en fonction des dimensions des pièces [20].



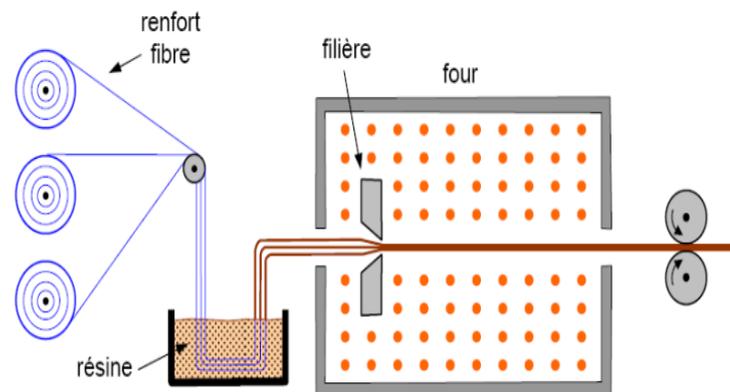
**Figure I.23 :** Principe du Moulage par compression à chaud de résine [25].

#### I.8.7. Moulage par pultrusion

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés, rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale. Dans cette technique

(Figure. I.24), les renforts : fils, stratifiés, rubans, etc..., passent dans un bain de résine catalysée où ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle ont lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de la résine. Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables.

Les profilés obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées jusqu'à 80 % en volume. Le procédé est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h). Il nécessite un investissement important de matériel. Exemples de fabrication : cannes à pêche, profilés divers, raidisseurs, etc... [31].

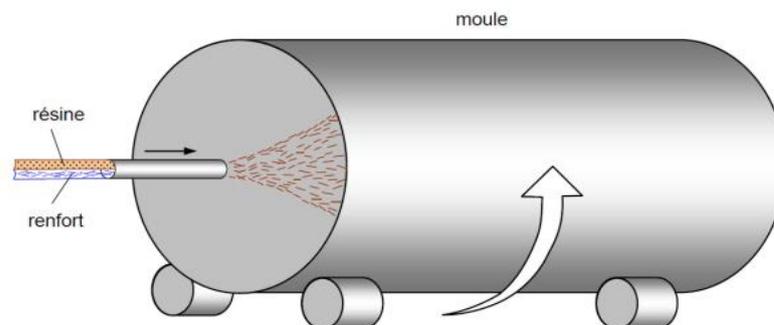


**Figure.I.24** : principe du Moulage par Pultrusion [31].

### I.8.8. Moulage par centrifugation.

C'est un procédé de moulage (figure I.25) limité aux enveloppes cylindriques. A l'intérieur d'un moule cylindrique en rotation à basse vitesse, on dépose des fils coupés à partir de roving (ou du mat), de la résine catalysée et accélérée et éventuellement des charges granulaires.

Ensuite on augmente la vitesse de rotation du moule pour densifier et débouler la matière. Après durcissement de la résine, éventuellement accélérée par un apport thermique [8].

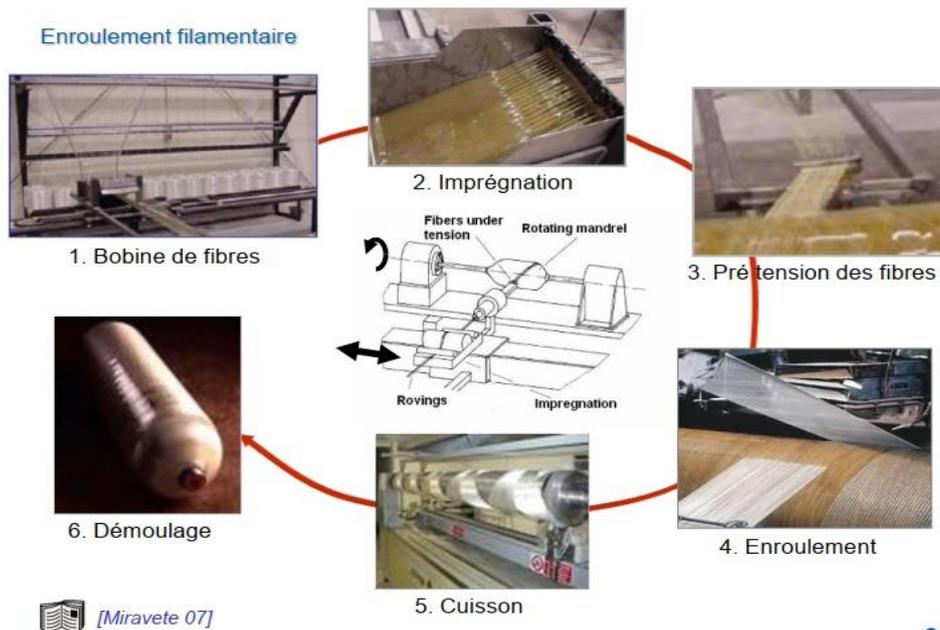


**Figure I.25** : Principe de fabrication d'un tuyau par centrifugation [31].

### I.8.9. Enroulement filamentaire (ou bobinage)

Cette méthode est similaire à l'enroulement filamentaire par voie sèche. La différence majeure est l'utilisation de fibres sèches. Celles-ci passent dans un bain de résine juste avant d'être enroulées sur le mandrin (figure. I.26).

De nombreux paramètres, peuvent agir sur le produit fini tel que : La vitesse de rotation du mandrin, ou la vitesse de déroulement des fibres, la vitesse de translation du plateau comprenant le bac à résine et les fibres peuvent agir sur la tension des fibres. Dès lors, la séquence d'empilement et la teneur en résine diffèrent. Il en résulte une modification de la teneur en fibres et donc, du niveau de performance du composite réalisé [13].



**Figure.I.26** : Principe du moulage de l'enroulement filamentaire [33].

## I.9. Conclusion

Compte tenu des généralités avancées précédemment, nous pouvons conclure quels matériaux composites sont des matériaux hétérogènes de performance élevée. Ils prennent une importance dans plusieurs domaines d'application grâce à leurs meilleures caractéristiques. Finalement les facteurs influant sur les caractéristiques mécaniques des matériaux composites peuvent se résumer en :

- La nature de la matrice utilisée
- La nature des renforts utilisés
- La nature des charges et des aditifs
- Le procédé de fabrication utilisé
- L'orientation des fibres dans les différents plis du composites

Ces points sont essentiels à la compréhension du comportement mécanique et l'endommagement des stratifiés, et c'est ce qui va être détaillé dans les chapitres qui suivent.

# CHAPITRE II

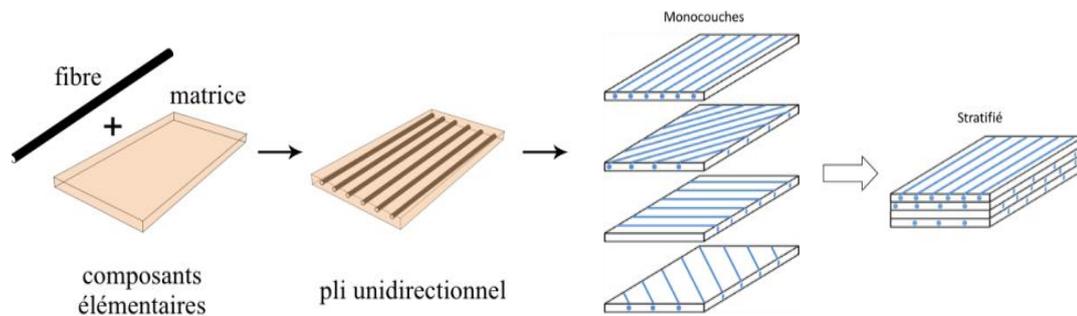
## L'endommagement des matériaux composites

## II.1. Introduction

Pour des énergies d'impact plus fortes, l'impacteur peut perforer la cible. La pénétration de l'impacteur est alors un mode de rupture macroscopique, parfois catastrophique pour la structure. Elle survient lorsque le taux de fibres rompues dans le stratifié atteint un seuil critique. Le problème de la pénétration de l'impacteur relève surtout du domaine de l'aérospatiale, mais certaines expériences ont été menées pour des impacts bas vitesse et ont montrées que le seuil énergétique de pénétration de l'impacteur augmentait rapidement avec l'épaisseur du spécimen impacté.

## II.2. Étude du comportement des matériaux composites

Un matériau composite est principalement composé de l'ensemble matrice et renfort. Puis que le renfort est lui le responsable de la tenue mécanique du composite, son ajout augmente et influence les propriétés mécaniques de la matrice renforcée. Soit un composite composé d'un li unidirectionnel (Figure II.1) [1].

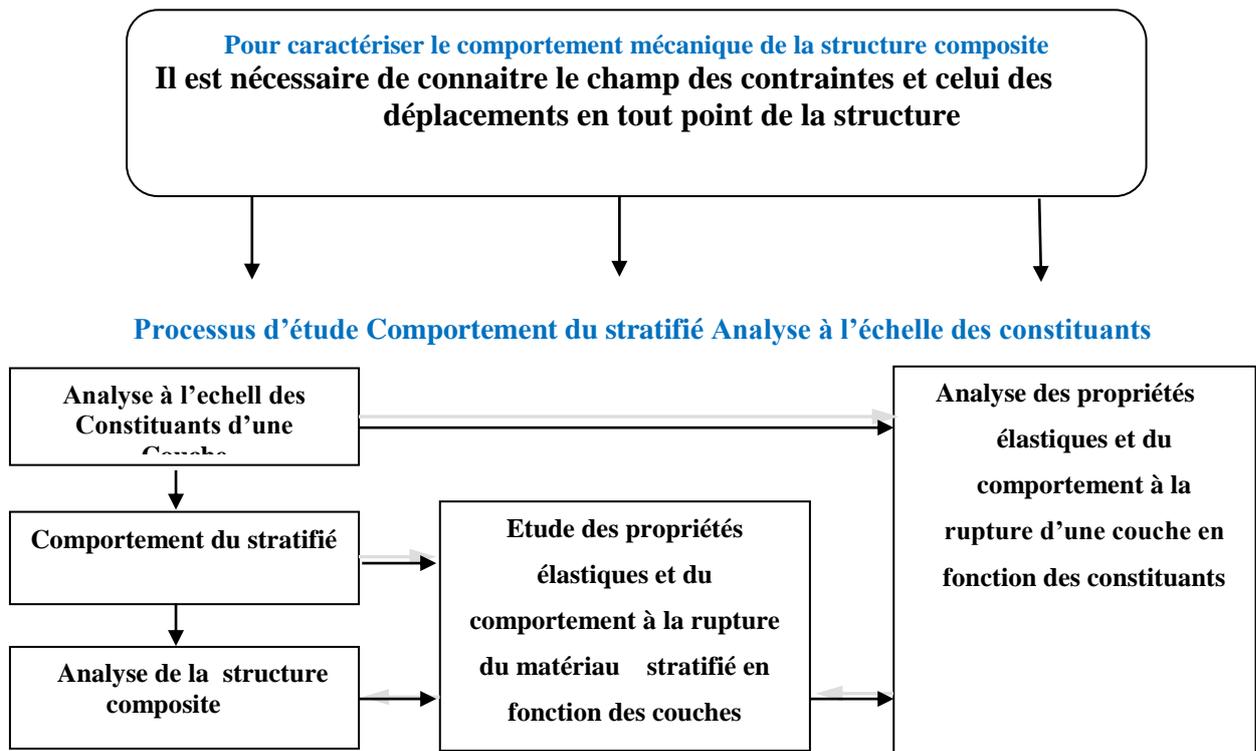


**Figure II.1 :** Constituants d'un matériau composite [34].

L'étude de la mise en œuvre des matériaux composites à montrer l'importance des stratifiés et des matériaux sandwichs, l'architecture de ces matériaux nous permet maintenant de dégager les grandes lignes de l'étude de leur comportement mécanique, cette étude décomposé en deux phases [35]:

- L'étude du comportement mécanique de chaque couche parfois appelé comportement micromécanique ou microscopique du matériau composite.
- L'étude du comportement global du matériau constitué de plusieurs couches et désigné généralement par comportement macroscopique de matériaux composites ou comportement du stratifié.

Ces deux études étant effectués, le comportement mécanique global d'une structure en composites sera ensuite analysé en adaptant les outils classiques du calcul des structure au comportement macroscopique des matériaux composites (figure II.2)



**Figure II.2 :** schéma d'étude du comportement mécanique d'un composite stratifié [35].

### II.3. Lois de comportement homogénéisé des matériaux composites

Les modèles micromécaniques sont importantes dans le sens où la plupart tentent de décrire la relation constitutive avec une formule analytique de forme fermée basée sur le rapport de fraction volumique des constituants. L'objectif de la micromécanique est de quantifier l'effet de la microstructure sur le comportement multi-physique des matériaux par l'application de la mécanique du milieu continu à une échelle réduite.

Les modèles micromécaniques les plus couramment utilisés pour les études sur les matériaux composites sont les règles de mélange classiques, les méthodes Voigt, Reuss, Hashin-Shtrikman. Ces modèles d'homogénéisation sont utilisées pour obtenir les propriétés matérielles efficaces en fonction de la fraction volumique [36].

#### II.3.1. Loi de mélange

##### II.3.1.1 Dans le cas fraction volumiques

On concéder un volume  $v_c$  d'une plaque en matériaux composites, composé d'un volume  $v_f$  la fibre et d'un volume  $v_m$  de la matrice (figure II.3), on définit [37] :

$$v_c = v_f + v_m \quad (\text{II.1})$$

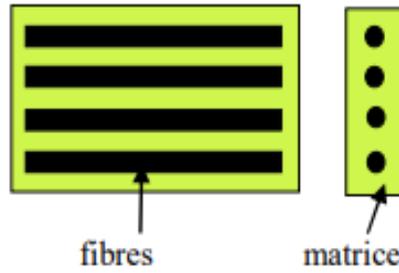


Figure II.3 : Fibres et matrice composant les plis d'une stratifié [38].

On divisé l'équation (1) par  $v_c$ , ce qui donne :

$$1 = \frac{v_f}{v_c} + \frac{v_m}{v_c} \tag{II.2}$$

On pose :

$$V_f = \frac{v_f}{v_c} : \text{C'est la fraction volumique des fibres}$$

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} : \text{C'est la fraction volumique de la matrice}$$

Sachant que :

$$V_m = 1 - V_f \tag{II.3}$$

### II.3.1.2 Dans le cas fraction volumiques

Considérons la masse  $m_c$  d'une plaque en matériaux composites, composé d'une masse  $m_f$  la fibre et d'une masse  $m_m$  de la matrice, on définit [37]:

$$m_c = m_f + m_m \tag{II.4}$$

On divisé l'équation (II.4) par  $m_c$  ce qui donne :

$$1 = \frac{m_f}{m_c} + \frac{m_m}{m_c} \tag{II.5}$$

On pose :

$$M_f = \frac{m_f}{m_c} : \text{C'est la fraction massique des fibres}$$

$$M_m = \frac{m_m}{m_c} : \text{C'est la fraction massique de la matrice}$$

Sachant que :

$$M_m = 1 - M_f \tag{II.6}$$

Relation entre fraction volumique et massique ( 2).(1).(3) :

$$\begin{cases} m_c = \rho_c v_c \\ m_f = \rho_f v_f \\ m_m = \rho_m v_m \end{cases} \text{ Avec } m_c = m_f + m_m \begin{cases} \rho_c v_c = \rho_f v_f + \rho_m v_m \\ \rho_c = \rho_f \frac{v_f}{v_c} + \rho_m \frac{v_m}{v_c} \end{cases}$$

$$\text{Ce qui donne : } \rho_c = \rho_f V_f + \rho_m \tag{II.7}$$

On divisé l'équation (7) par  $\rho_c$ , ce qui donne :

$$1 = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f + \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \tag{II.8}$$

De plus :

$$M_f = \frac{m_f}{m_c} = \frac{\rho_f v_f}{\rho_c v_c} = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \text{ et } M_m = \frac{m_m}{m_c} = \frac{\rho_m v_m}{\rho_c v_c} = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \quad (\text{II.9})$$

Finalement :

$$M_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \quad (\text{II.10})$$

$$M_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \quad (\text{II.11})$$

### II.4. Détermination des propriétés élastiques d'un pli unidirectionnel

Un composite unidirectionnel est constitué de fibres parallèles disposées dans une matrice (Figure II.1). Ce type de matériau constitue la configuration de base des matériaux composites à fibres, d'où l'importance de son étude [1].

#### II.4.1. Module d'Young longitudinal

Considérons une plaque hétérogène en composite, quand on exerce une force à chacune de ses extrémités, de la manière indiquée par le schéma ci-dessous on effectue une traction. Le module d'Young longitudinal est déterminé dans un essai de traction longitudinale (figure II.4). L'hypothèse simplificatrice est de supposer une déformation uniforme et identique dans la fibre et dans la matrice [1] :

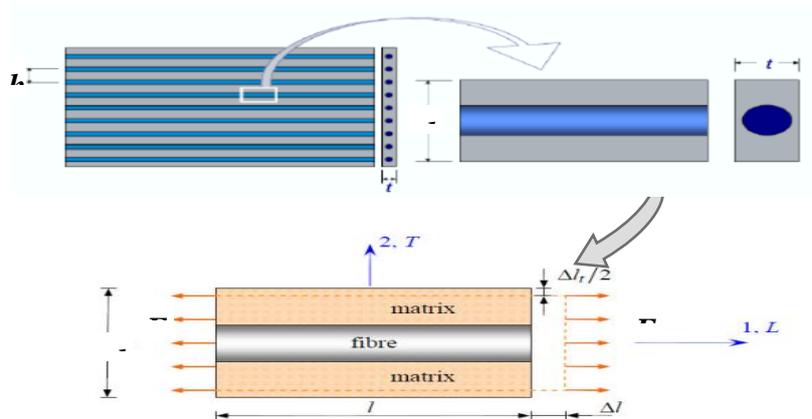


Figure II.4: Structure élémentaire d'un matériau composite unidirectionnel [25].

Si  $\Delta l$  est l'allongement du composite (identique à celui de la fibre et de la matrice), la déformation longitudinale imposée à la cellule est :  $\epsilon_c = \frac{\Delta L}{L_0}$  (II.12)

où  $L_0$  est la longueur de cellule considérée. L'identité des déformations dans la fibre et dans la matrice impose :

$$\epsilon_c = \epsilon_f = \epsilon_m \quad (\text{II.13})$$

Si la fibre et la matrice ont un comportement élastique, les contraintes dans la fibre et la matrice sont exprimées par :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_f \text{ et } \sigma_m = E_m \varepsilon_m \tag{II.14}$$

$$\text{Donc, la force : } F_f = \sigma_f S_f = E_f \varepsilon_f S_f \text{ et } F_m = \sigma_m S_m = E_m \varepsilon_m S_m \tag{II.15}$$

La charge totale appliquée est :

$$F_c = F_f + F_m \tag{II.16}$$

Ce qui donne :

$$F_c = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m \tag{II.17}$$

Où  $S_f$  et  $S_m$  sont respectivement les aires des sections droites de la fibre et de la matrice. Si  $S$  est l'aire de la section droite du composite, donc  $\sigma_c = \frac{F_c}{S}$  s'écrit :

$$\frac{F_c}{S} = \sigma_c \frac{S_f}{S} + \sigma_c \frac{S_m}{S} \tag{II.18}$$

Et par conséquent l'équation (II.18) nous donne :

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \tag{II.19}$$

Cette contrainte est liée à la déformation du composite par le module d'Young longitudinal :

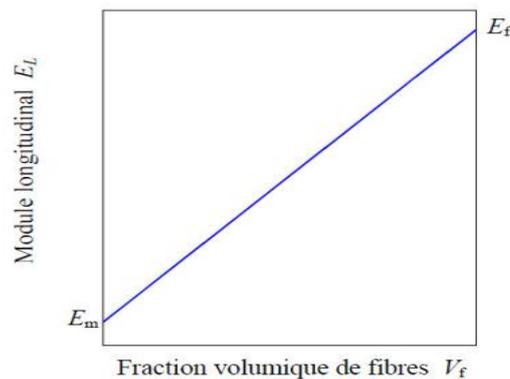
$$\sigma_c = E_L \varepsilon_c \tag{II.20}$$

La combinaison des relations (II.14) à (II.20) conduit à l'expression du module

De Young longitudinal :

$$E_L = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \tag{II.21}$$

Cette expression est connue sous le nom de loi des mélanges pour le module d'Young dans la direction des fibres. Cette loi des mélanges est schématisée sur la figure 5. La variation du module est linéaire entre les valeurs  $E_m$  module de la matrice et  $E_f$  module des fibres, lorsque la fraction volumique  $V_f$  de fibres varie de 0 à 1 [1].



**Figure II.5** : Loi des mélanges pour le module d'Young longitudinal [38].

#### II.4.2 Module d'Young transverse

Le module d'Young transverse est déterminé dans un essai de traction transverse où le composite est chargé suivant la direction normale aux fibres. Une expression simplifiée de ce module peut être obtenue dans un schéma simpliste à deux dimensions. Dans un tel schéma, une

tranche de matériau composite, d'épaisseur donnée, est considérée comme étant constituée (figure II.6) de couches successives, possédant alternativement les propriétés des fibres et de la matrice [1] :

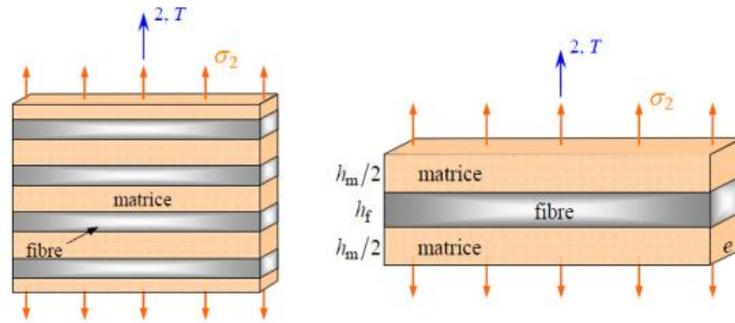


Figure II.6 : Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel [37].

La hauteur des couches doit simplement vérifier :  $V_f = \frac{h_f}{h_f+h_m}$  et  $1 - V_f = \frac{h_m}{h_f+h_m}$  (II.22)

La charge F2 imposée suivant la direction transverse est transmise intégralement dans la fibre et dans la matrice, imposant des contraintes égales :

$$\sigma_c = \sigma_f = \sigma_m \quad (II.23)$$

Il en résulte que les déformations respectives de la fibre et de la matrice dans la direction transverse s'écrivent :

$$\varepsilon_f = \frac{\sigma_c}{E_f}, \varepsilon_m = \frac{\sigma_c}{E_m} \quad (II.24)$$

$$\text{et la déformation transverse s'écrit : } \varepsilon_c = \varepsilon_f \frac{h_f}{h_f+h_m} + \varepsilon_m \frac{h_m}{h_f+h_m} \quad (II.25)$$

$$\text{Finalement : } \varepsilon_c = \varepsilon_f V_f + \varepsilon_m (1 - V_f) \text{ Avec } V_m = 1 - V_f \quad (II.26)$$

Cette déformation est liée à la contrainte imposée sur la cellule, par le module transverse :  $\sigma_c = E_T \varepsilon_c$  (II.27)

La combinaison des expressions (2.10) à (2.13) conduit à l'expression du module d'Young transverse :

$$\frac{1}{E_T} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1-V_f}{E_m} \quad (II.28)$$

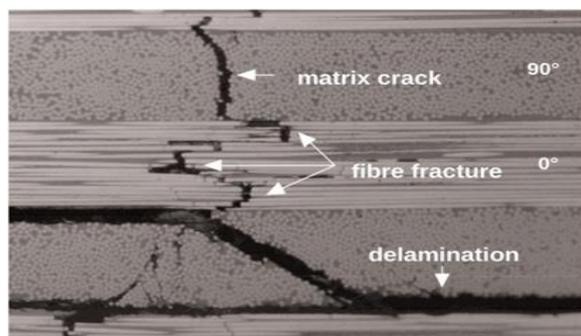
Cette expression est connue sous le nom de loi inverse des mélanges. Ayant définie grâce aux résultats précédant, l'expression théorique des modules d'un composite unidirectionnel : Module d'Young longitudinal EL : loi des mélanges et Module d'Young transverse ET. Nous pouvons à présent, aborder l'étude des contraintes et des déformations d'un stratifié unidirectionnel, ce qui permettra à terme d'étendre l'analyse à un stratifié quelconque [1].

## II.5. Mécanismes d'endommagement de plaques composites stratifiées lors d'un impact

Lors d'un impact, l'ensemble des endommagements rencontrés dans les composites sont représentés, à savoir : la fissuration matricielle, le délaminage et les ruptures de fibres. De plus, les différentes études réalisées ont permis aux différents auteurs de synthèse de mettre en évidence un scénario d'endommagement lors de l'impact. La transparence des composites en fibres de verre a notamment permis, avec l'aide de caméra rapide, d'observer la chronologie des dommages d'impact. C'est pourquoi, dans ce paragraphe, ces dommages sont présentés dans leur ordre d'apparition, pour des énergies d'impact croissantes. La description suivante des dommages d'impact a été principalement réalisée par les différents auteurs sur des stratifiés de séquence d'empilement comportant exclusivement des plis orientés à  $0^\circ$  ou  $90^\circ$  (stratifiés « croisés »), propices à des propagations de délaminages plus importantes [39].

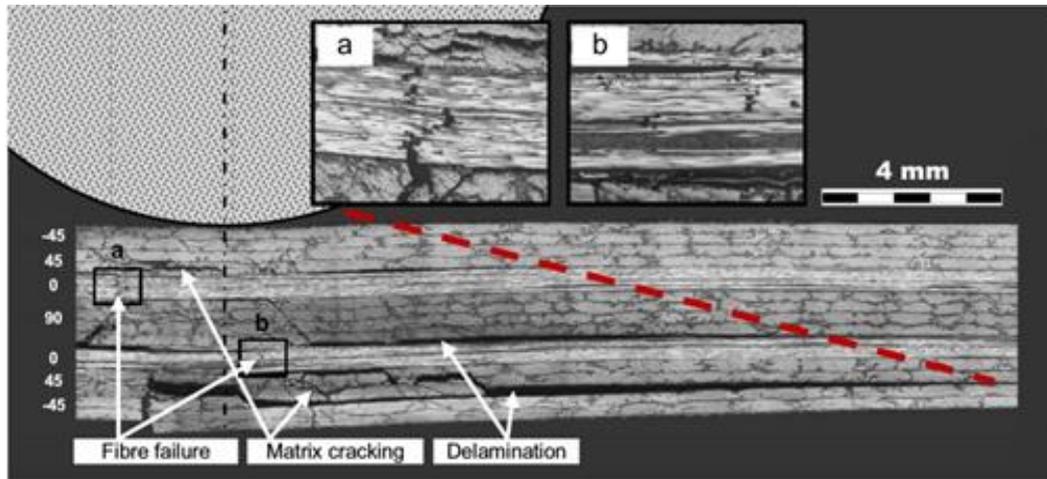
### II.5.1. L'endommagement

L'endommagement matriciel est le premier type d'endommagement qui se produit lors d'un impact faible énergie transverse. Cet endommagement se traduit par de la fissuration matricielle et du décollement entre les fibres et la matrice. Cette fissuration matricielle est due à la différence des propriétés mécaniques entre les renforts et le liant. Elle est souvent orientée dans le plan, et parallèlement aux fibres dans le cas des plis unidirectionnels [40].



**Figure II.7 :** Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnel carbone/époxy impacté [41].

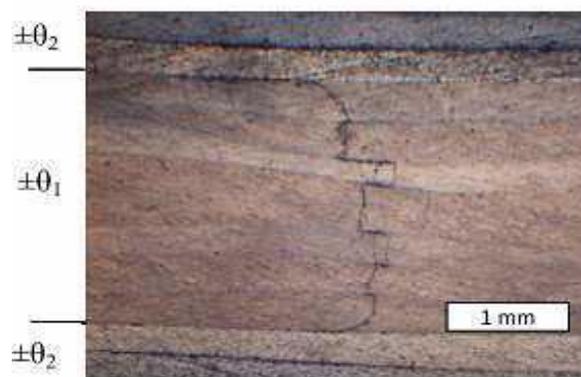
Lors de l'impact, un cône d'endommagement peut être trouvé sous l'indenteur. Les zones endommagées sont plus restreintes au voisinage de la face impactée etc. 'étendent vers la face non. Impactée (Figure II.8). La force de contact sous l'impacteur produit une région localisée de contraintes élevées. Coté non impacté, la déflexion globale de la plaque induit des contraintes normales longitudinales dues à la flexion. Dans la région centrale du stratifiée, des contraintes de cisaillement favorisent l'apparition de fissures transverses [41].



**Figure II.8** : Coupe micrographique d'un stratifié composite T700GC/M2 impacté [42].

### II.5.2. Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est la principale cause de ruine de la matrice, dans la mesure, le mécanisme directement le plus nocif, il peut être à l'origine d'autres phénomènes plus endommageant. Ce modèle de dégradation consiste en l'apparition progressive de fissures. L'orientation de la fissuration est fortement liée à l'architecture du matériau et à sa forte anisotropie. De nombreux travaux ont étudié ce mécanisme, en chargement soit quasi statique soit cyclique. La Figure II.9 montre un état de fissuration matricielle induit par traction [43].



**Figure II.9** : Détail des fissures matricielles sur un bord libre [43].

### II.5.3. Délaminage

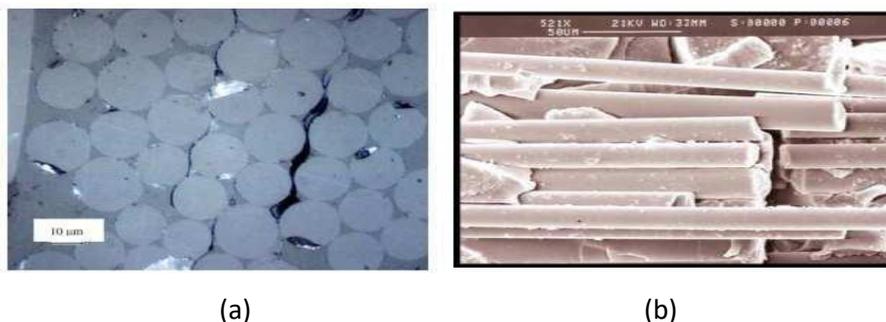
Les délaminages correspondent à une fissuration dans le plan de la zone riche en résine située entre deux plis d'orientations de fibres différentes. Lorsqu'une fissure matricielle atteint une interface entre deux plis d'orientations de fibres différentes, elle est stoppée par le changement de direction des fibres et se propage donc entre les plis en tant que délaminage. Le long de la direction des fibres, le pli considéré tend à fléchir de manière concave, tandis qu'il tend à fléchir de manière convexe dans la direction transverse, ce qui induit de fortes contraintes de cisaillement à l'interface, provoquant le délaminage. Plus la différence d'orientation des fibres entre deux plis est grande,

plus la différence de rigidité en flexion des plis est grande et plus le délaminage à l'interface entre ces plis va être favorisé. Les délaminages sont en général contenus par les fissures transverses des plis inférieurs, excepté celui amorcé par la fissuration matricielle verticale du pli inférieur. Les délaminages apparaissent à partir d'un certain seuil énergétique, également appelé seuil d'endommagement mais différent du seuil en force de la réponse globale, et en présence préalable d'une fissuration matricielle. Les aires de délaminage sont généralement des doubles ellipses dont le grand axe est orienté selon la direction des fibres du pli inférieur à l'interface délaminée (figure II.10.a). Dans leur article, Davies et Olsson rapportent des études de fractographie sur les délaminages suite à un impact. Srinivasan et al ont ainsi montré que la propagation des délaminages était dominée par le mode de cisaillement de l'interface [39].

#### II.5.4. Rupture de fibre

La rupture de fibres résulte après une concentration de contraintes provoquée par les modes d'endommagement décrits précédemment (fissuration matricielle et décohésion fibre/matrice). En général, elle se produit souvent à un niveau avancé de l'endommagement lorsque l'orientation des fibres dans les plis coïncide avec la direction de la sollicitation du matériau.

Ce mécanisme d'endommagement a lieu lorsque la contrainte appliquée atteint la contrainte à la rupture des fibres. Une instabilité et une perte de résistance globale du matériau sont provoquées par une accumulation de plusieurs ruptures de fibres dans le matériau, ce qui conduit à la rupture totale de la structure (figure II.10.b). Ce mécanisme est généralement provoqué par une rupture en traction, un micro-flambage en compression, ou une combinaison des deux [44].



**Figure II.10 :** Exemples des différents mécanismes d'endommagements : a) délaminage, b) rupture des fibres [44].

## II.6. Les principaux paramètres influant les dommages d'impact sur plaque composite stratifiée

Nous avons vu dans les paragraphes précédents les endommagements observés lors de l'impact sur les structures composites. Il faut noter cependant que ces endommagements dépendent fortement des paramètres d'impact et des paramètres intrinsèques au matériau.

On peut citer trois paramètres [45].

### II.6.1. Energie d'impact

L'ordre de grandeur de l'endommagement tout comme la réponse à l'impact du composite suite à un scénario d'impact est lié à l'énergie d'impact. Ainsi dans le cas d'une réponse vibratoire, Olsson [45] établit qu'il existe trois types de réponses possibles à un impact.

- Dans la première configuration, pour les impacts à faible énergie, le temps de réponse de la structure impactée est suffisamment long pour que les ondes de déformations liées au choc se propagent et soient réfléchies aux limites de la cible. La réponse est proche d'une réponse quasi-statique, ce qui permet d'établir une équivalence entre les deux modes de chargement (impact / indentation statique).
- Le deuxième cas est un cas plus dynamique, à énergie moyenne. Dans ces conditions, la réponse de la cible est dominée par les modes de vibration et le temps de réponse est court. Ce cas correspond à une situation transitoire entre la configuration basse énergie et basse vitesse.
- La dernière configuration est celle des impacts à énergie élevée. Cette dernière configuration entraîne une réponse de la cible dominée par des ondes de déformations. Le temps de réponse est, cette fois-ci, suffisamment courte pour que ces ondes aient le temps d'atteindre les limites de la structure impactée [45].

### II.6.2. Vitesse d'impact

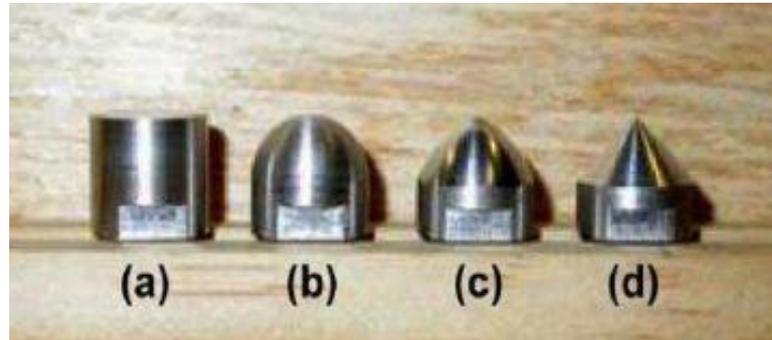
Lors d'un impact basse vitesse, la plaque est sollicitée en flexion. La structure a la possibilité d'emmagasiner une partie de l'énergie incidente de manière élastique. Sa rupture est ensuite initiée par des ruptures de matrice et de fibres sur la face opposée à l'impact. A haute vitesse, il n'y plus d'effets de structure. Le temps de contact entre le projectile et la cible est trop court et les ondes n'ont pas le temps d'atteindre les frontières de la plaque. Par conséquent, les modes de rupture dominants sont entraînés par une réponse locale du matériau [45].

Une manière de classer les types d'impacts est de considérer la manière dégénérer expérimentalement un impact. Les impacts à basse vitesse peuvent alors aller jusqu'à dix mètres par seconde. Dans son livre, Abrate stipule cependant que les impacts à basse vitesse peuvent atteindre la vitesse de cent mètres par seconde. Liu et Malvern préfèrent un classement des impacts en fonction des dommages créés au sein du stratifié. Les dommages d'impact sont, en effet, de premier plan pour la tolérance aux dommages. Les impacts à basse vitesse sont alors ceux pour lesquels surviennent uniquement de la fissuration matricielle et des délaminages [39].

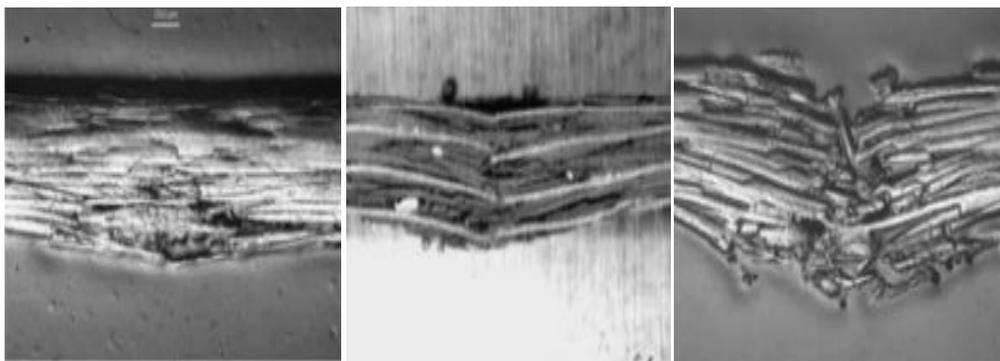
### II.6.3 La forme de l'impacteur

Pour évaluer l'effet de la forme du projectile sur l'endommagement sous impact d'une structure composite, Mitrevskiet a réalisé une série d'essais de type poids tombant. Trois géométries d'impacteur ont été utilisées : hémisphérique, ogivale et conique (figure II.11). Comme

le montre la (figure II.12), l'aire délaminiée est plus importante lorsque l'impacteur présente une forme hémisphérique. A l'inverse, l'impacteur conique provoque de nombreuses ruptures de fibres locales. L'auteur conclue donc que, le délaminage étant principalement causé par la flexion de la plaque, plus le rayon du projectile est grand, plus la surface délaminiée est importante. Au contraire, plus le rayon de l'impacteur est petit, plus la zone de contact est localisée, ce qui entraîne la rupture des fibres avant la mise en flexion de la plaque [45].



**Figure II.11:** Formes de l'impacteur : a) plan, b) sphérique, c) ogival, d) conique [46].



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

**Figure II.12 :** Micrographies des coupes impactées par différentes formes d'impacteur [45].

## II.7. Principales approches de modélisation d'impacts sur plaques composites stratifiées

L'intérêt, d'une part, pour comprendre et modéliser l'influence des paramètres du choc sur les dommages et, d'autre part, leur prévision sur structures composites a engendré un grand nombre d'articles. Dans leur synthèse, Davies et Olsson différencient les modèles analytiques des modèles numériques destinés à la simulation par éléments finis. Les modèles analytiques servent principalement à modéliser la réponse globale à un impact. Parmi les modèles numériques, ceux basés sur la mécanique continue de l'endommagement sont distingués des modèles d'endommagement dits « discrets », où l'endommagement est représenté par des éléments en dommageables reliant entre eux les éléments de volume de la structure modélisée [39].

II.7.1 Approche analytique

Les premiers modèles mis en place pour simuler le comportement des composites étaient analytiques. Ce type de modèle ne requiert pas une capacité de calcul importante et permet de réaliser des simulations complètes d'impact. Ils permettent d'étudier l'influence de certains paramètres (masse et vitesse d'impact, raideur de plaque, conditions aux limites...) sur la réponse globale et l'étendue des délaminages. Il est donc possible de dimensionner une structure composite avec cette approche. Les modèles analytiques sont limités à certaines configurations simples d'impact et l'étude des endommagements se limite souvent à l'amorçage. Il faut mettre en place d'autres modèles analytiques pour étudier la réponse du composite à un chargement de compression après impact [47].

II.8. Critères de rupture des unidirectionnels

Les critères de rupture ont pour objectif de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. Cette résistance mécanique correspond à une dégradation irréversible, soit à la ruine du matériau, soit à la limite du domaine élastique. Les critères de rupture sont établis dans le cas d'une couche d'un stratifié et peuvent être classés suivants :

- Des critères en contraintes maximales.
- Des critères en déformations maximales.
- Des critères interactifs, souvent appelés critères énergétiques [48].

Pour le chargement uni axial longitudinal de la couche (figure I.13a), les relations élastiques sont :

$$\begin{cases} \sigma_i^j = E_i \varepsilon_i^j \\ \tau_{12}^R = G_{12} \gamma_{12}^R \end{cases} \quad (II.29)$$

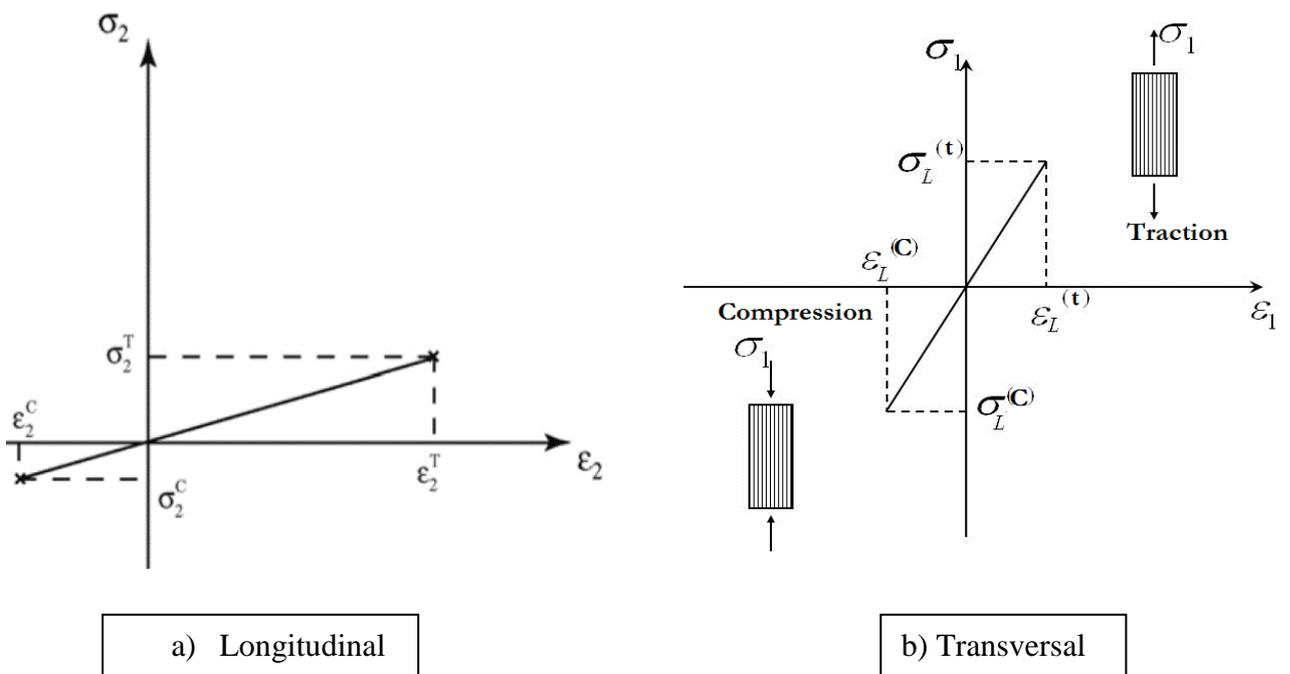
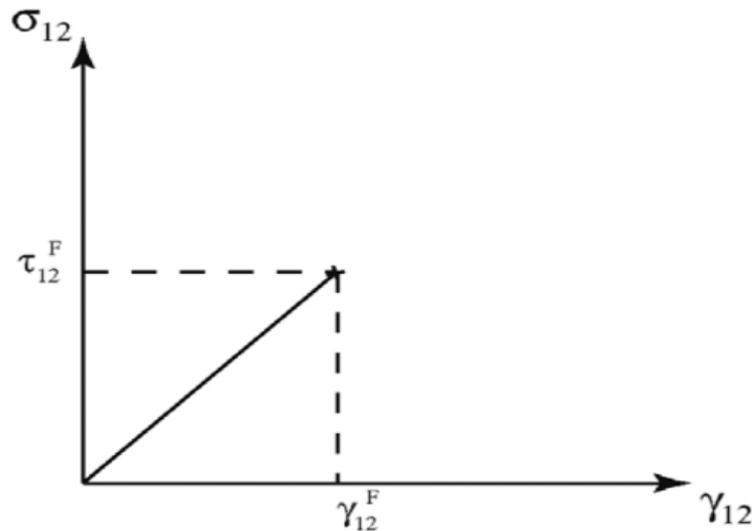


Figure II.13 : Courbe typique Contrainte / Déformation d'une couche en chargement uniaxial [1].



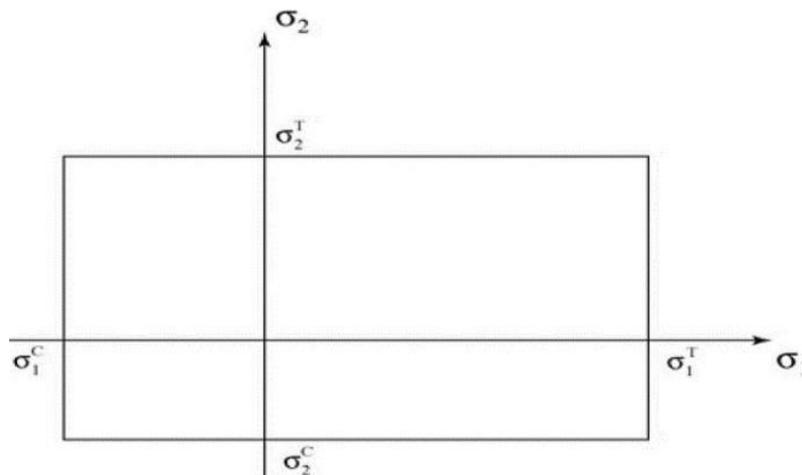
**Figure II.14.** Courbe contrainte-déformation en chargement de cisaillement d'une couche [1].

### II. 8.1. Critère en contraintes maximales

Dans le critère de rupture en contrainte maximale, la rupture de la couche est supposée se produire chaque fois qu'une composante de contrainte normale ou de cisaillement est supérieure ou égale la résistance ultime correspondante. Ce critère est écrit mathématiquement comme suit [1] :

$$\begin{cases} -\sigma_i^c < \sigma_i < \sigma_i^t \\ \|\tau_{12}\| < \tau_{12}^R \end{cases} \quad (\text{II.30})$$

L'enveloppe de la rupture dans ce critère est clairement illustrée dans la figure II.15. L'avantage de ce critère est qu'il est simple à utiliser, mais son inconvénient majeur est qu'il ne tient pas compte des interactions entre les composantes de contrainte. Le critère prédit des modes de défaillance spécifiques du fait que la contrainte dans chaque direction principale de matériau est comparée à la résistance dans cette direction.



**Figure II.15.** Enveloppe de rupture pour le critère de rupture utilisant les contraintes maximales [1].

Dans le cas où l'état des contraintes est exprimé en dehors des axes de principales, il faut une rotation d'un angle  $\theta$  (figure II.16). Dans ce cas, les contraintes exprimées dans les axes principaux s'écrivent [20] :

$$\begin{cases} \sigma_1 = \sigma_{xx} \cos 2\theta + \sigma_{yy} \sin 2\theta + 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \\ \sigma_2 = \sigma_{xx} \sin 2\theta + \sigma_{yy} \cos 2\theta - 2\sigma_{xy} \sin \theta \cos \theta \\ \tau_{12} = (\sigma_{yy} - \sigma_{xx}) \sin \theta \cos \theta + \sigma_{xy}(\cos 2\theta - \sin 2\theta) \end{cases} \quad (II.31)$$

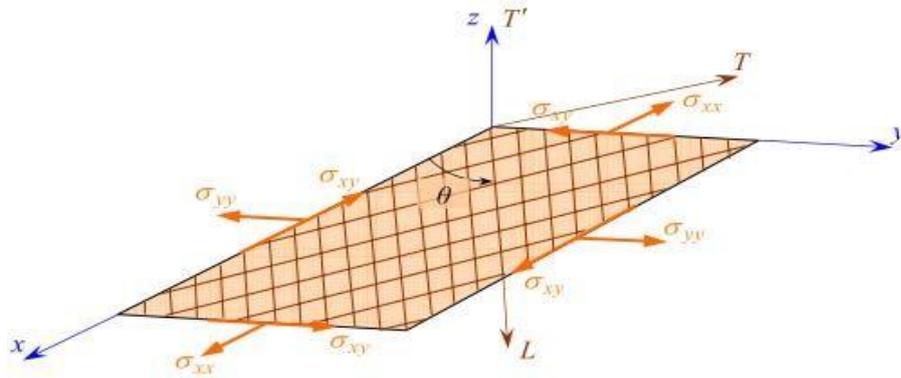


Figure II.16. Couche rapportée à des axes de référence quelconques [20].

### II. 8.2. Critère en déformation maximale

Ce critère repose sur le même principe que le précédent, sauf qu'on fait appel aux déformations maximales correspondantes à la rupture [20] :

$$\text{Dans les axes principaux : } \begin{cases} -\varepsilon_i^c < \varepsilon_i < \varepsilon_i^t \\ \|\gamma_{12}\| < \gamma_{12}^R \end{cases} \quad (II.32)$$

où  $\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  et  $\gamma_{12}$  sont les composantes de déformations dans l'axe principal du matériau. Dans ce cas, on aura la relation suivante entre les déformations et les contraintes dans le sens longitudinal :

$$\varepsilon = \frac{\sigma_1^t}{E_1} = \frac{-\sigma_1}{E_1} - \nu_{12} \frac{\sigma_2}{E_1} \quad (II.33)$$

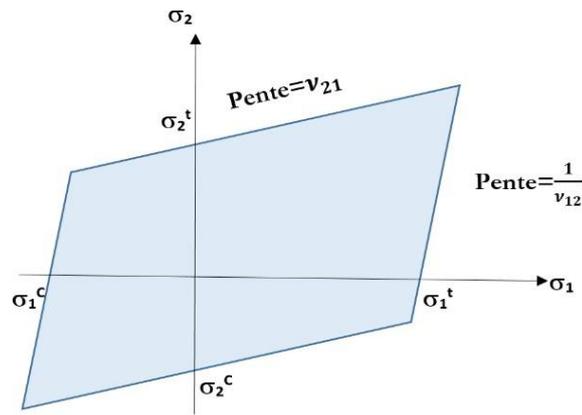
$$\text{On simplifiant (II.33) on aura: } \sigma_2 = \frac{\sigma_1 - \sigma_1^t}{\nu_{12}} \quad (II.34)$$

De même, on a la relation suivante entre les déformations et les contraintes dans le sens transversal :

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2^t}{E_2} = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_{21} \frac{\sigma_1}{E_2} \quad (II.35)$$

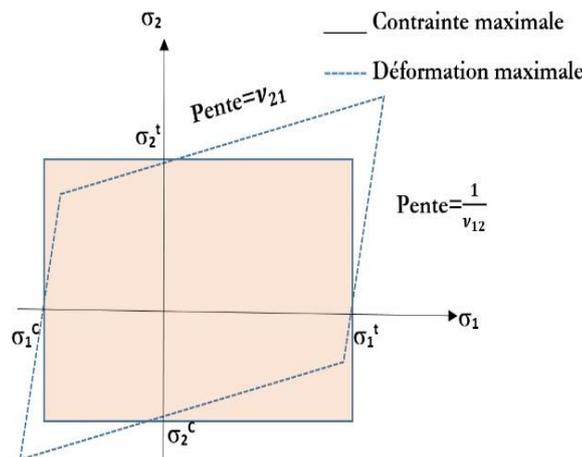
$$\text{On simplifiant (II.35) on aura: } \sigma_2 = \nu_{21} \sigma_1 + \sigma_2^t$$

L'enveloppe de rupture pour ce critère est clairement représentée sur la figure II.17



**Figure II.17.** Enveloppe des contraintes de rupture, critère en déformation maximale [20].

Pour avoir une idée sur l'efficacité de ces deux critères la figure II.18, montre la comparaison entre les deux enveloppes de critère de rupture de la Contrainte maximale et de la déformation maximale.



**Figure II.18.** Comparaison entre l'enveloppe du critère de rupture en contrainte et déformation maximale [20].

### II. 8.3. Critères interactifs

Les critères en contraintes maximales et en déformations maximales ne permettent pas de rendre compte de l'ensemble des résultats expérimentaux. D'autre part, ces critères excluent l'existence d'interactions entre les contraintes ou déformations dans les axes des matériaux : les mécanismes de rupture longitudinale, transversale ou en cisaillement sont supposés se produire indépendamment.

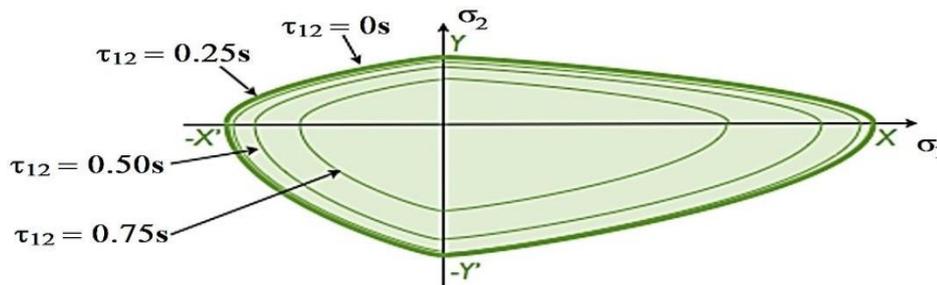
Des critères interactifs ont alors été recherchés en étendant aux matériaux orthotropes le critère de Von Mises, utilisées pour les matériaux isotropes. Le critère de Von Mises est relié à l'énergie de déformation emmagasinée par unité de volume du matériau déformé. C'est la raison pour laquelle ces critères interactifs sont parfois appelés critères énergétiques. Toutefois, dans le

cas de matériaux orthotropes, ces critères ne sont plus reliés exclusivement à l'énergie de déformation [Berthelot]. Des critères interactifs ont alors été recherchés en étendant aux matériaux orthotropes le critère de Von Mises, utilisé pour les matériaux isotropes [48].

**II. 8.3.1 Critère de Tsai-Hill**

Le critère de la rupture donnée par Tsai-Hill, dérive du critère de Von Mises pour les matériaux isotropes reposants sur l'énergie de déformation élastique, mais avec les modifications appropriées, il est appliqué à des matériaux anisotropes. Dans ce critère, la ruine est supposée se produire à chaque fois ou l'énergie de distorsion est supérieure ou est égale à une certaine valeur liée à la résistance de la couche. Ce critère ne fait pas de distinction entre la traction et à la compression. Le critère de Tsai-Hill s'annonce comme suit [20]:

$$\frac{\sigma_1^2}{(\sigma_1^R)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(\sigma_1^R)^2} + \frac{\sigma_2^2}{(\sigma_2^R)^2} + \frac{\tau_{12}}{(\tau_{12}^R)^2} \leq 1 \tag{II.36}$$



**Figure II.19.** Enveloppe de rupture pour la théorie de rupture Tsai-Hill [20].

L'avantage de ce critère est qu'il existe une interaction entre les composantes de contrainte. Cependant, ce critère ne fait pas de distinction entre la traction et la compression. Présente des difficultés d'utilisation par rapport au critère de la Contrainte maximale ou le critère de la Déformation maximale.

**II. 8.4. Critère de Tsai-Wu**

Tsai-Wu fondent leur critère sur l'énergie de déformation à la rupture. Dans cette théorie, la rupture est supposée se produire dans couche si la condition suivante est satisfaite [20] :

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{12}\sigma_1\sigma_2 \leq 1 \tag{II.37}$$

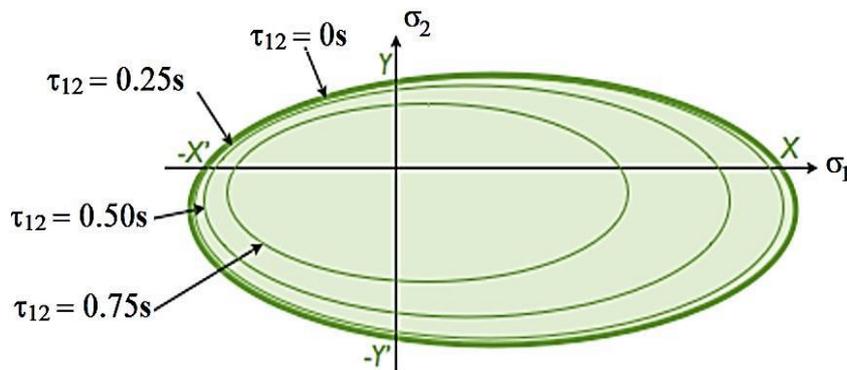
Où les coefficients F11, F22, F66, F1, F2, et F12 sont donnés par: loi

$$\begin{cases} F_{11} = \frac{1}{\sigma_1^t \sigma_1^c} \\ F_{22} = \frac{1}{\sigma_2^t \sigma_2^c} \\ F_1 = \frac{1}{\sigma_1^t} - \frac{1}{\sigma_1^c} \\ F_2 = \frac{1}{\sigma_2^t} - \frac{1}{\sigma_2^c} \\ F_{66} = \frac{1}{(\tau_{12}^R)^2} \end{cases} \quad (II.38)$$

F12 est déterminé expérimentalement, mais Tsai-Hahn ont donné une expression pour calculer approximativement ce coefficient d'après la formulation suivante:

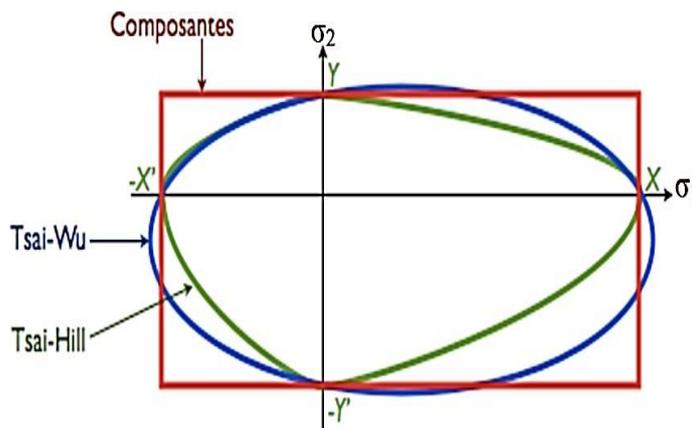
$$F_{12} \approx -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} \quad (II.39)$$

Cette nouvelle adaptation du critère donne une enveloppe schématisée sur la figure II.20.



**Figure II.20.** Enveloppe de rupture elliptique, modèle Tsai-Wu [20].

Ce critère a le même avantage et inconvénient que celui de tsai-Hill sauf pour l'enveloppe elliptique qui réduit considérablement les sur dimensionnements dans les plaques composites.



**Figure II.20.** Comparaison entre les trois enveloppes de critère de rupture [20].

La (figure II.20) compare les enveloppes de rupture entre les différents critères lors de la caractérisation de la rupture d'un composite.

### II.8.5 Critère de Hashin en 3D

C'est un critère de rupture interactif, où plusieurs composantes de contrainte sont utilisées pour évaluer les différents modes de rupture [20]. À l'origine développé pour les composites polymères unidirectionnels, il a été développé également pour les applications à d'autres types de stratifiés et composites non polymères.

Habituellement, le critère de Hashin est implémenté dans le cas de l'approche classique de stratification en deux dimensions. Les calculs de la dégradation du pli soumis à une contrainte sont pris comme le modèle de la dégradation des composites stratifiés. Les indices de rupture pour le critère de Hashin sont liés aux modes de ruine des fibres et de la matrice. Ils font intervenir quatre modes de rupture. Les critères sont étendus aux problèmes trois dimensions où les critères de contraintes maximales sont utilisés pour la composante de contrainte transversale normale. Les modes de rupture inclus dans les critères de Hashin sont les suivants [48] :

1. Rupture en traction de la fibre pour  $\sigma_{11} \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < 1 & \text{non} \end{cases} \quad (\text{II.40})$$

2. Rupture en compression de la fibre pour  $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < 1 & \text{non} \end{cases} \quad (\text{II.41})$$

3. Rupture en traction de la matrice pour  $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$

$$\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_T^2} + \frac{\sigma_{32}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < & \text{Non} \end{cases} \quad (\text{II.42})$$

4. Rupture en compression de la matrice pour  $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$

$$\left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C}\right) + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{32}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < & \text{non} \end{cases} \quad (\text{II.43})$$

5. Rupture inter-laminaire en traction pour  $\sigma_{33} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < 1 & \text{non} \end{cases} \quad (\text{II.44})$$

6. Rupture inter-laminaire en traction pour for  $\sigma_{33} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{Rupture} \\ < 1 & \text{non} \end{cases} \quad (\text{II.45})$$

Où  $\sigma_{ij}$  désignent les composantes de la contrainte et des résistances à la traction et à la compression admissible pour pli qui sont désignés par les indices T et C, respectivement.  $X_T$ ,  $Y_T$ ,  $Z_T$  désigne les résistances à traction admissibles dans trois directions respectives du matériau. De même,  $X_C$ ,  $Y_C$ ,  $Z_C$  désigne les résistances à la compression admissible dans trois directions respectives du matériau. En outre,  $S_{12}$ ,  $S_{13}$  et  $S_{23}$  représentent les résistances de cisaillement admissible dans les directions principales respectives du matériau [48].

## II.9. Mécanique de l'endommagement : modèle de zones cohésives

L'inconvénient majeur de la mécanique de la rupture est qu'elle ne peut pas être appliquée sans connaître la forme et la localisation de la fissure. De plus, seulement la propagation de la fissure peut être prédite. Le modèle de zones cohésives est une approche basée sur la mécanique de l'endommagement. Cette méthode combine classiquement un critère en contraintes pour prédire l'amorçage de la fissure et un critère en énergie pour modéliser la propagation de la fissure. Le principe des modèles de zone cohésive réside dans la description de la relation entre les sauts de déplacement de deux nœuds initialement superposés et les efforts cohésifs associés, via une loi adoucissante. La région devant la pointe de fissure est appelée la « process zone ».

La prise en compte des efforts cohésifs dans la « process zone » permet de s'affranchir des problèmes de singularités trouvés dans la mécanique linéaire de la rupture. Plusieurs formes de lois adoucissantes peuvent être trouvées dans la littérature : trapézoïdale, exponentielle, polynômial, linéaire et linéaire par morceaux. Les principales lois de comportement sont illustrées. La forme de la loi adoucissante du modèle de zones cohésives a peu d'influence sur la description de la propagation pour une propagation stable et rectiligne car le paramètre pilotant le comportement est l'aire sous la courbe. La ténacité  $G_c$ . Selon les travaux d'Alfano, la loi trapézoïdale procure des résultats les moins performants en termes de convergence et de stabilité numérique, la loi exponentielle donne la solution éléments finis la plus précise et la loi linéaire par morceaux représente un bon compromis entre précision et coût computationnel [47].

## II.9. CONCLUSION

La modèle micromécanique permet de déterminer les caractéristiques élastiques du matériau à partir des données matériau sur la fibre et la matrice par la technique d'homogénéisation. Pour ça, On a discuté brèves les lois de comportement fondées sur une approche d'homogénéisation permettent de modéliser le comportement mécanique global du matériau composite unidirectionnel, afin de choisir le critère d'endommagement HACHINE dans ce travail.

# CHAPITRE III

Résultats et

Analyses

### III.1. Introduction

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans divers domaines tels que l'aérospatial, naval, automobile. La nature de ces matériaux fait qu'ils ont une très grande adaptabilité à chaque domaine et il est possible de choisir pour chaque structure le meilleur compromis coût – poids - tenue mécanique. Ainsi que, Les alliages d'aluminium sont couramment utilisés dans les applications aéronautiques en raison de leur bon équilibre entre la légèreté et de bonnes propriétés mécaniques et une meilleure résistance à la corrosion.

La présente étude est axée sur la modélisation numérique des dommages attribuables par impact à faible vitesse des plaques hybrides composites/métalliques qui s'appliquent aux structures aérospatiales primaires. Ces dommages, générés par diverses sources lors de réduisent considérablement les performances mécaniques résiduelles et la durée de vie en toute sécurité. Le but de ce travail est de présenter et de valider une approche informatique efficace afin d'explorer l'effet des paramètres critiques sur les caractéristiques des dommages d'impact.

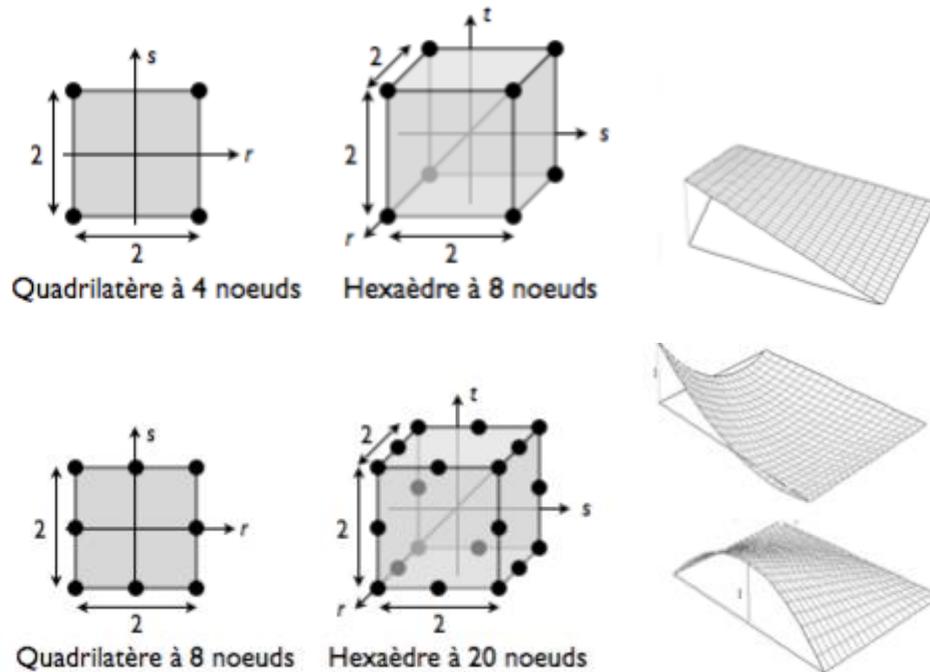
L'endommagement par impact à faible vitesse des composites stratifiés n'est pas encore bien compris en raison de la complexité et de la non-linéarité de la zone endommagée. Le modèle présenté est utilisé pour prédire la réponse force-temps qui est considérée comme l'un des paramètres les plus importants influençant l'intégrité structurelle. En outre, il est utilisé pour capturer l'évolution de la forme des dommages, présentant un degré élevé de capacité en tant qu'outil informatique d'évaluation des dommages. La modélisation numérique est considérée comme l'un des outils les plus efficaces par rapport aux tests expérimentaux coûteux. Dans ce travail, un modèle d'éléments finis basé sur des formulations dynamiques explicites est adopté. L'analyse numérique est réalisée à l'aide du code de calcul ABAQUS. Dans le travail actuel, logiciel d'élément finis ABAQUS (6.14) est employé pour étudier le comportement d'une plaque hybride en composite/ métalliques sous l'impact avec une faible vitesse du l'impacteur pour prédire la zone endommagé en plus d'autres réponses. Le modèle d'élément finis un critère d'endommagement HASHIN et le critère de déformation maximale pour initialisation de l'endommagement disponible dans ABAQUS a été utilisé, pour prévoir le phénomène de délaminage entre les couches de la plaque composite/ métalliques. Les résultats actuels sont validés avec les résultats disponibles en littérature avant de se produire nouveaux résultats pour la future référence. Dans ce chapitre, une analyse numérique par la méthode des éléments finis tridimensionnels d'une plaque hybride en composite/métallique sous impact est présentée, cette modélisation est effectuée avec les codes de calcul ABAQUS.

L'objectif de ce chapitre est d'analyser l'effet de l'interaction entre les couche de la plaque, on a mis en évidence la valeur de la vitesse appliquée de l'impacteur. Le comportement des composites à l'impact à faible énergie va être étudié dans cette partie. Cette étude vise à connaître l'influence de la séquence d'empilement du composite. Pour cela, trois séquences d'empilement

seront comparées. Plusieurs paramètres géométriques ont été pris en considération à savoir les types du maillage, le nombre des éléments utilisés, les conditions aux limites, le chargement, l'épaisseur des plis de composites, l'épaisseur des couche de métal, l'orientation des fibres dans les plis.

### III.2. La méthode des éléments finis

La méthode des éléments finis est une technique pour rapprocher les équations différentielles régissant pour un système avec un ensemble d'équations algébriques concernant un nombre limité de variables. Ces méthodes sont populaires parce qu'ils peuvent facilement être programmés. Les techniques des éléments finis ont été initialement développées pour des problèmes structurels, mais ils ont été étendus à de nombreux autres problèmes. Le solide est décomposé en éléments de forme géométrique simple ayant des côtés communs et dont les sommets ou nœuds sont les points d'articulation de plusieurs éléments entre eux. Ces nœuds seront les points d'application des forces intérieures ou extérieures (Figure III.1). L'opération de décomposition s'appelle le maillage.



**Figure III.1 :** Les éléments les plus fréquemment utilisés pour discrétiser une structure [49].

### III.3. Modèle Géométrique

Dans notre étude, on a étudié différents modèles avec même dimensions de la plaque hybride de composite (carbone/époxy)/Aluminium 6061 pour longueur de 100mm et largeur de 100 mm ont été modélisé à partir de 10 plis (figure III.2), afin d’obtenir quatre séquences d’empilement. Ces quatre séquences d’empilement sont décrites dans la (figure III.3). L’épaisseur de la plaque à égale  $h = 2.1\text{mm}$ . L’impacteur utilisé est un impacteur hémisphérique corps rigide de 13 mm de diamètre et masses 6.5 kg sont considérés dans ce travail comme montré dans la (figure III.2). L’énergie d’impact est un paramètre dirigé par le couple masse/vitesse. Le test d’impact a été effectué dans une plage d’énergie d’impact de 5 J à 30 J. Dans cette étude, l’influence de la masse n’est pas étudiée.

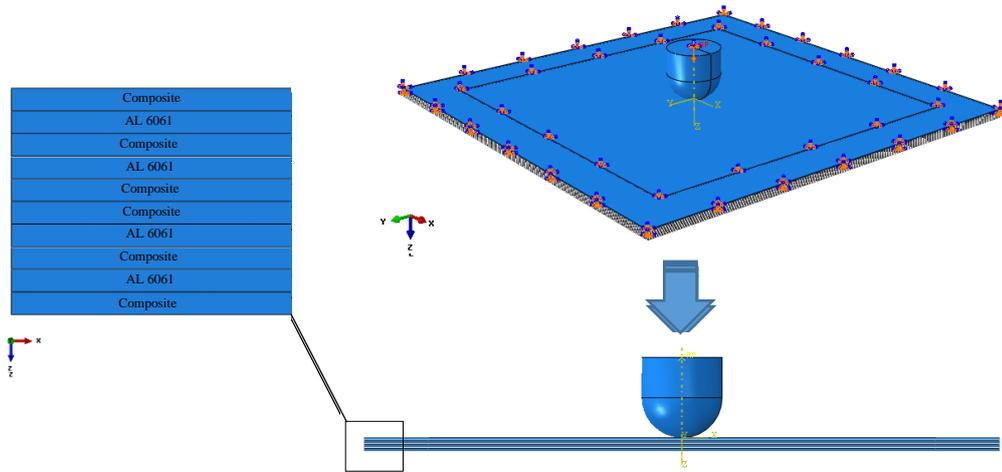


Figure III.2 : Schématisation de l’impact.

En ce qui concerne la condition aux limites, le stratifié est contraint dans les six degrés de liberté sur ses bords et l’impacteur se voit attribuer une masse de 6.5 kg avec un mouvement autorisé uniquement vers le bas. Une vitesse d’impact de 1.25 m/s, 1.75 m/s , 2.14 m/s et 3.04 m/s est attribuée à l’impacteur. Les conditions aux limites attribuées sont présentées à la (figure III.2).

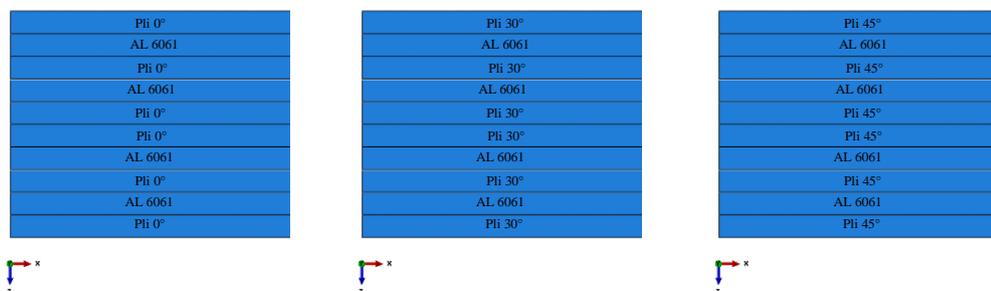
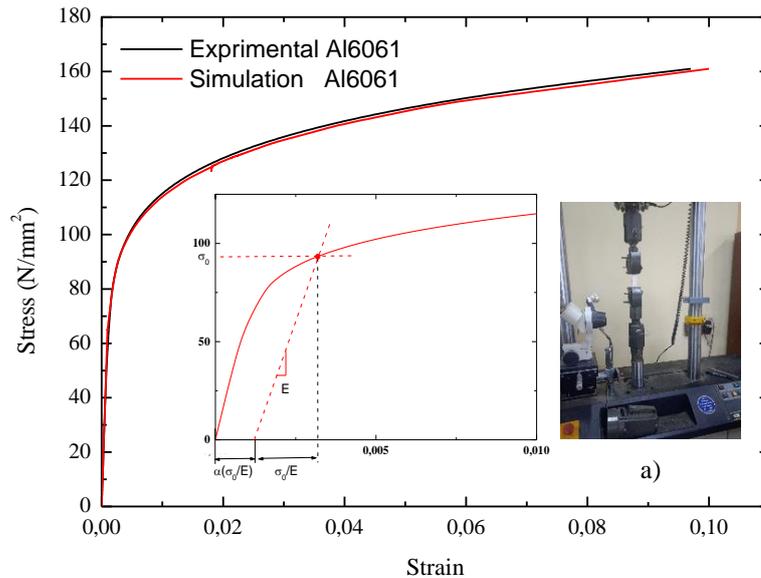


Figure.III.3 : Schéma des trois séquences d’empilement utilisé.

### III.4. Modélisation des matériaux utilisés dans notre étude

L’alliage 6061 présente de bonnes propriétés mécaniques selon sa courbe de traction présentées dans la figure III.4 [50]. A partir de la courbe de traction pour l’aluminium on peut tirer, les caractéristiques mécaniques représentent dans le tableau III-1. De plus, nous allons maintenant détailler, la première étape de la démonstration de l’expression le comportement du Aluminium 6061 est supposé élastoplastique avec écrouissage isotrope. La plaque est modélisée à l’aide du modèle de plasticité standard de Von Mises fourni par ABAQUS/Implicite la loi de durcissement plastique de Osgood est considérée (Figure.III.4).



**Figure.III.4 :** Représentation la courbe contrainte – déformation l’Expérimentale AL6061 et simulation au moyen de l’équation de Ramberg – Osgood a) Représente l’essai de traction d’une plaque AL 6061 (125\*25\*2) mm.

**Tableau III-1 :** Principales propriétés mécaniques en traction de l’alliage d’aluminium 6061.

Matériaux	$E_X$ (MPa)	$\nu_x$	$G_{zy}$	$\sigma_Y$ (MPa)	$\sigma_m$	A %
Aluminium 6061	68800	0.33	-	95	162	10

De nombreux critères ont été développés pour prédire l’endommagement des matériaux métallique dans le cas des chargements. Ils reposent sur l'une ou l'autre des conditions de déformation maximale pour initialisation de l’endommagement (équation 1) :

$$w = \sum \frac{\Delta \bar{\epsilon}}{\bar{\epsilon}^f} \tag{III.1}$$

Où  $\Delta \bar{\epsilon}$  est l’incrément accumulé de déformation plastique équivalente au cours d'une étape d'intégration,  $\bar{\epsilon}^f$  est la déformation équivalente à la rupture et  $w$  est le paramètre d'endommagement pour initiation de la rupture lorsqu'il est égal à 1.

Les évolutions de l'endommagement défini par la condition énergétique pour créer de nouvelles surfaces libres (equation.2). Le choix de l'approche énergétique est souvent gouverné par la taille des éléments finis.

$$G_f = \int_{\bar{\varepsilon}_0^{pl}}^{\bar{\varepsilon}_f^{pl}} L \sigma_y d\bar{\varepsilon}^{pl} \quad (\text{III.2})$$

Ainsi, suite à l'initiation de l'endommagement, la variable d'endommagement augmente en fonction l'équation suivant :

$$D = \frac{L d\bar{\varepsilon}^{pl}}{\bar{u}_f^{pl}} \quad (\text{III.3})$$

Où  $\bar{u}_f^{pl}$  le déplacement plastique équivalent à la rupture est calculé comme dans l'équation suivant :

$$\bar{u}_f^{pl} = \frac{2G_f}{\sigma_{y0}} \quad (\text{III.4})$$

Où  $\sigma_{y0}$  est limite élastique du matériau,  $G_f$  est énergie de rupture et  $L$  est le caractéristique de l'élément finis.

De plus, différents mécanismes d'endommagement se produisent dans les plaques composites soumises à une charge d'impact qui absorbent une partie de l'énergie cinétique initiale de l'impacteur et réduisent la résistance résiduelle. Bien qu'ils dépendent fortement de facteurs tels que l'épaisseur de la plaque, les conditions aux limites, la vitesse d'impact, la masse de l'impacteur et la géométrie, ils peuvent souvent être identifiés comme une fissuration de la matrice, des délaminages et enfin une rupture des fibres. Il est souhaité que tous ces modes de défaillance potentiels soient couverts par le modèle numérique permettant leur occurrence également dans la simulation.

L'état de l'art de la rigidité intra-laminaire et de la modélisation de la rupture du pli individuel est soit l'hypothèse d'un comportement de rigidité élastique linéaire en combinaison avec des critères de rupture de HASHIN, soit l'utilisation de modèles basés sur la mécanique de l'endommagement continu (CDM) avec une dégradation continue de la rigidité sous charge croissante. Les propriétés matérielles de la plaque en composite faites en **carbone/époxy**. Le critère d'endommagement de HASHIN a été utilisé dans notre travail afin de déterminer les facteurs de dégradation. Dans la présente étude, le modèle de matériau composite standard du code élément finis ABAQUS a été utilisé, qui est basé sur une formulation élastique linéaire orthotrope et des critères de rupture, l'initiation des dommages fait référence au début de la dégradation en un point important. Les critères d'initiation des dommages pour les plaques composites renforcées de fibres sont basés sur la théorie de Hashin.

Quatre modes différents de critères d'initiation de défaillance donnés par Hashin sont décrits comme suit :

- Critères d'amorçage de la tension des fibres (HSNFTCRT).
- Critères d'initiation de la compression des fibres (HSNFCCRT).
- Critères d'initiation de la tension de la matrice (HSNMTCRT).
- Critères d'initiation de la compression matricielle (HSNMCCRT).

L'évolution de l'endommagement jusqu'à la rupture complète du pli est contrôlée par les énergies de rupture dans le sens fibre et matrice pour la compression et la traction avec une dégradation linéaire de la rigidité. Tous les paramètres de matériaux utilisés pour ce modèle ont été tirés des résultats des expérimentales de Kim et al. Les paramètres d'endommagement des composites sont indiqués dans tableau III.2.

**Tableau III.2 :** Propriétés mécaniques de la fibre et la matrice Kim et al [51].

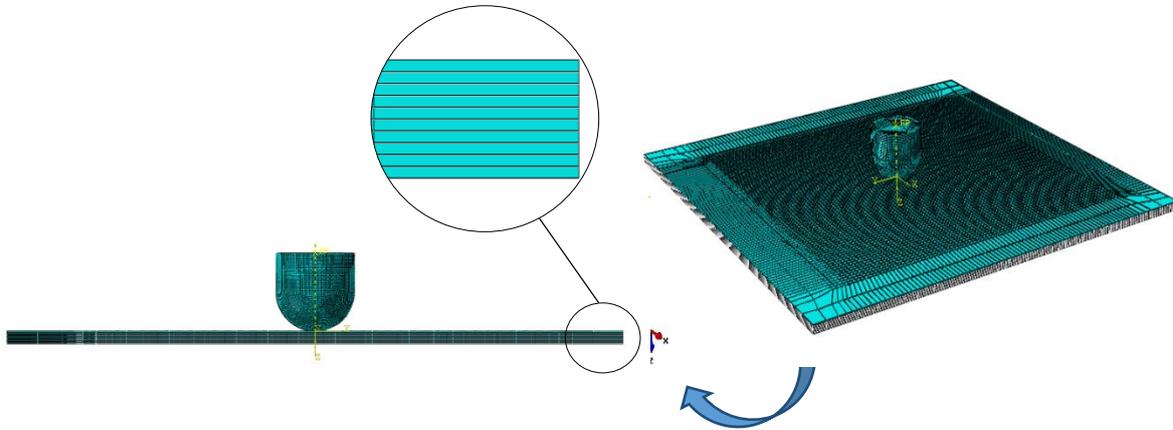
Propriétés mécaniques de composite (carbone/époxy)									
Matériau	$E_x$ (MPa)	$E_y, E_z$	$\nu_x$	$\nu_y, \nu_z$	$G_{zy}$	$G_{xy}, G_{xz}$	$\sigma_Y$ (MPa)	$\sigma_m$	A %
AL6061	130000	7700	0.3	0.31	3800	4800	110	80	5
Paramètres de HASHIN des composites (carbone/époxy)									
Matériau	$X_t$ (MPa)	$X_c$	$Y_t$	$Y_c$	$G_f^t$	$G_f^c$	$G_m^t$	$G_m^c$	$\rho$ kg / m <sup>3</sup>
Aluminium	2080	1250	62	24	133	100	0.6	2.1	2.6

### III.5. Modélisation par éléments finis

Les détails du modèle élément finis peuvent être vus dans figure III.2. Le solveur d'élément finis disponible dans le code calcul ABAQUS/Explicit est utilisé. La structure est modélisée par des éléments de solide à huit nœuds (C3D8R) pour les couche d'aluminium et des éléments composites à huit nœuds avec une intégration réduite (élément SC8R dans ABAQUS) pour modéliser chaque pli individuellement de composite pour étudier le comportement dynamique ainsi que les modes d'endommagement sous impact. Les coques continuum offrent l'avantage d'avoir des nœuds sur la surface supérieure et inférieure du pli. L'analyse est effectuée avec une intégration réduite et une condition contrôlée en sablier pour minimiser le temps de calcul.

Une taille d'élément de 0.8 mm ce qui a donné 150000 éléments au total de dix couches de composite/métallique. Cet élément a été choisi à la suite d'une étude de convergence en termes de précision des résultats et d'efficacité de calcul. L'intégrité entre le stratifié et l'impacteur est maintenue à l'aide de l'algorithme de contact avec pénalité de contact avec un contact dur, un coefficient de frottement de 0,3 et un algorithme de contact général a été utilisé pour définir le contact entre les

couches. L'interaction de contact surface à surface est utilisée pour décrire le contact entre une surface déformable et une surface rigide. Par conséquent, un contact surface à surface avec un frottement nul est attribué pour l'interaction entre l'hémisphériques et la plaque composite sous condition explicite.



**Figure. III.5 :** Modèle numérique pour l'analyse d'une plaque hybride en composite/métallique sous impact.

La séparation des plis adjacents due aux charges normales ou de cisaillement, appelée délaminage, absorbe l'énergie d'impact et diminue la rigidité du stratifié et doit donc également être couverte par le modèle. Comme les délaminations ne peuvent pas être représentées à l'intérieur des éléments de coque continus, le stratifié a été divisé en un certain nombre de sous-stratifiés avec des interfaces cohésives entre eux, qui peuvent échouer pendant la simulation selon une loi de rupture spécifiée.

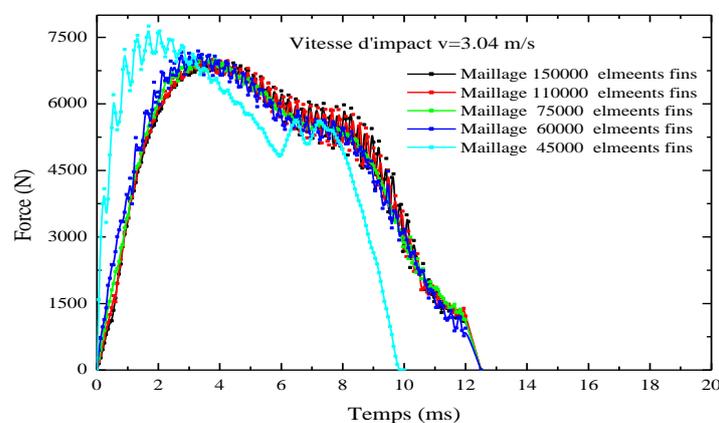
L'impacteur utilisé dans la présente étude était fait de gélatine, qui est un matériau standard en génie aérospatial pour les oiseaux artificiels utilisés dans les tests d'impact d'oiseaux de pré-certification afin d'améliorer la commodité, le coût et la reproductibilité par rapport aux tests avec de vrais oiseaux. Lorsqu'un oiseau heurte la surface d'une structure aéronautique avec une vitesse, il se comporte comme un fluide et s'écoule le long de la surface avec une surface de contact relativement importante. Une telle charge de pression s'est avérée bien représentée en utilisant des projectiles en gélatine à base d'eau et des géométries simplifiées comme des cylindres à extrémités hémisphériques. Le modèle d'impacteur de cette étude a été maillé avec des éléments rigide discret R3D4 de 0.3 mm, ce qui a donné 7145 éléments au total.

## II.6. Résultats et discussions

Les résultats obtenus sont utilisés pour évaluer l'absorption d'énergie du stratifié, la force maximale que le stratifié peut supporter et la nature des dommages que le stratifié a subis à différentes faibles vitesses d'impact.

### III.6.1. Vérification de la convergence

Le maillage est automatiquement généré à partir de la construction de domaines correspondant aux zones géométriques. D'habitude on choisit un maillage carré ou triangulaire mais rien n'interdit de choisir des maillages plus complexes. Il n'est pas non plus nécessaire que le maillage soit régulier et l'on a tendance à resserrer le maillage près des endroits d'intérêt (par exemple aux endroits où l'on pense que la solution va beaucoup varier). Plus ce maillage est resserré plus la solution que l'on obtient par la méthode des éléments finis sera précise et proche de la solution réelle. Une étude de convergence du maillage du modèle numérique est nécessaire pour identifier la division de maillage optimale qui répond à des résultats plus précis et indépendants du maillage. La fiabilité des résultats obtenus nécessite un maillage très raffiné. En effet, le raffinement de maillage de composite est d'une grande importance pour analyser les contraintes. Dans le présent travail, la figure III.6, représente les différents types de maillage des couches composite utilisés et les valeurs maximales des forces.

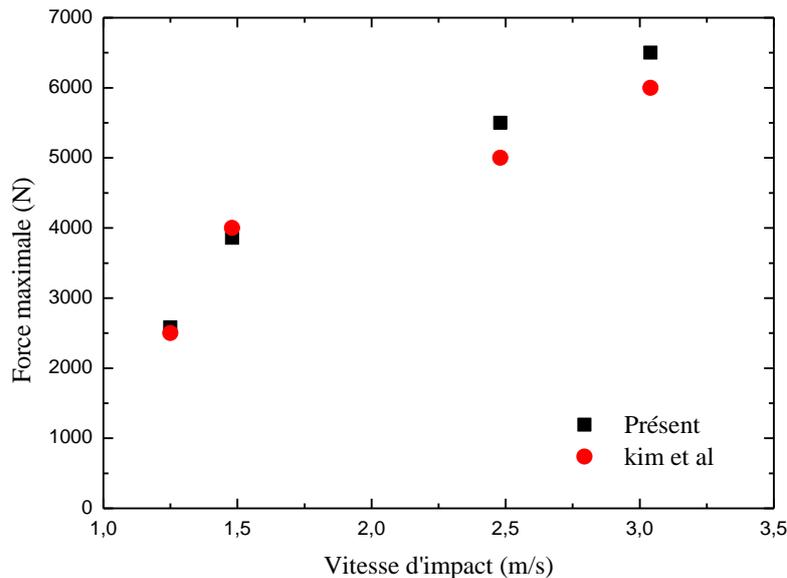


**Figure.III.6** : Variation de la force maximale de composite en fonction de la densité de maillage des couches de la plaque.

### III.6.2. Validation notre modèle :

Pour valider notre modèle nous comparons les résultats de la simulation numérique avec ceux mesurés expérimentalement par Kim et al [51].

La figure III.8 montre la variation de la force de contact maximale en fonction de la vitesse d'impact sur une plaque composite de séquences d'empilement (0°6/904).



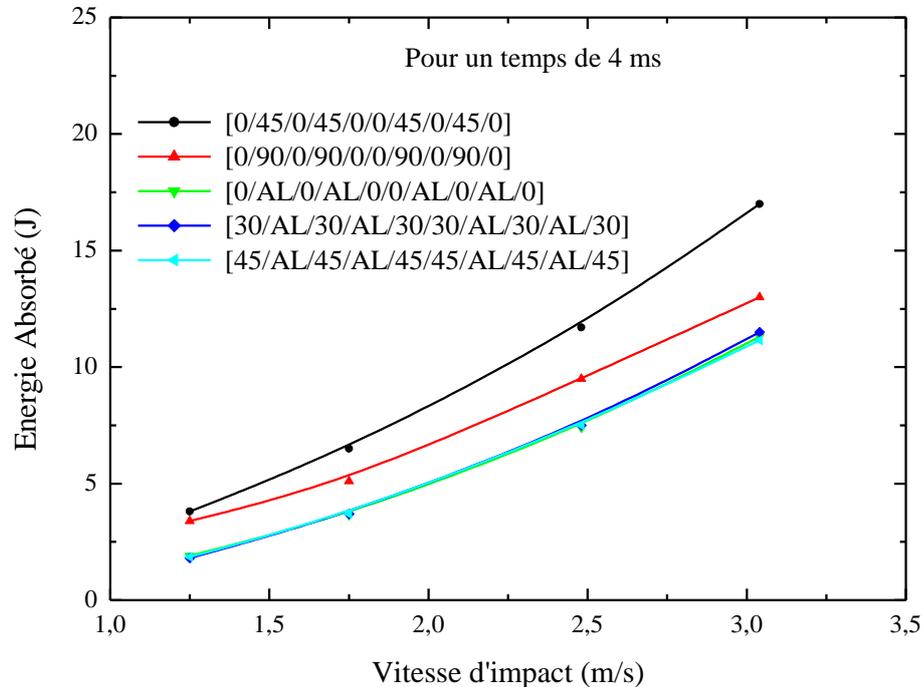
**Figure III.7 :** Variation la force de contact maximale en fonction de la vitesse d'impact.

L'augmentation de la vitesse conduit à l'augmentation de la force de contact impact cible. La (figure III.7), montre un très bon accord de nos résultats et ceux de Kim et al [51]. Cet effet est plus marqué pour les faibles vitesses d'impact ou l'écart constaté entre les résultats est très faible. Une petite convergence est observée entre les résultats lorsque la vitesse d'impact passe de 2.48 et 3.04 m/s.

### III.6.3. Effet de la vitesse d'impact

Les résultats de la modélisation numérique par éléments finis 3D des essais de l'impact relatifs à l'effet de la vitesse de l'impacteur sur les énergies d'impact sont présentés sur la figure III.8. Comme le montre cette figure, la vitesse de l'impacteur a un effet remarquable sur le comportement de la plaque hybride stratifiée soumise à l'impact. En effet, on remarque que l'énergie d'impact croît avec la vitesse ; plus la vitesse de l'impacteur est importante, plus cette énergie est importante. Ceci est probablement dû à la distribution et à l'augmentation de la pression lors du contact entre l'impacteur et la plaque. Cette augmentation conduit aussi à une intensification de l'endommagement d'impact. Ensuite, l'énergie croît, jusqu'à un niveau maximale d'énergie, Ce phénomène est plus marqué pour la vitesse  $v = 3\text{m/s}$ . En même temps l'énergie d'impact la plus élevée est obtenue pour la séquence d'empilement [0°/ 45°]. Les plus faibles valeurs de cette énergie sont obtenues dans le cas de la séquence d'empilement [45°/AL]. L'utilisation des séquences d'empilement 35°/AL ou 45°/AL dans la plaque hybride stratifiées conduit à des niveaux d'énergie d'impact presque constant. Dans ce cas, une partie de l'énergie est absorbée par le matériau provoquant l'endommagement de la

plaque hybride. Les séquences d'empilement 35/AL ou 45/AL conduit à des niveaux d'énergie les plus faibles par rapport aux autres séquences. L'utilisation des orientations de 0 et 45 de deux plis adjacents dans les composite stratifiés conduit à des niveaux d'énergie d'impact les plus élevées. Par contre l'introduction de l'aluminium dans les stratifiés conduit à la minimisation de cette énergie.



**Figure III.8 :** Energie d'impact en fonction de la vitesse d'impact pour différent les séquences d'empilement.

La variation du déplacement dans le sens de l'impacteur ou déflexion en fonction de la vitesse d'impact pour différentes séquences d'empilement est illustrée sur la figure III.9. Les courbes déplacements-vitesse d'impact montrent que le déplacement augmente de façon rapide et linéaire jusqu'à sa valeur maximale, Cette valeur dépend fortement de la vitesse d'impact. Le déplacement maximal croît linéairement avec la vitesse d'impact. Une vitesse de 3 m/s conduit à un déplacement maximal qui vaut presque sept fois celui obtenu pour une vitesse de 0,5 m/s.

Ce déplacement représente la valeur critique ou l'impacteur pénètre dans la plaque hybride. Les courbes déplacements-vitesse d'impact sont linéaires, qui est la réponse élastique de la cible en composite. Entre 0.5 et 3 m/s une différence est observée entre les valeurs des déplacements, cette différence est de l'ordre de 40%. Cette analyse montre aussi que le type de séquence d'empilement a une influence sur la déflexion du stratifié (Figure. III.9). En effet, les valeurs les plus élevées du déplacement sont obtenues pour séquence d'empilement [0<sub>6</sub>/45<sub>4</sub>].

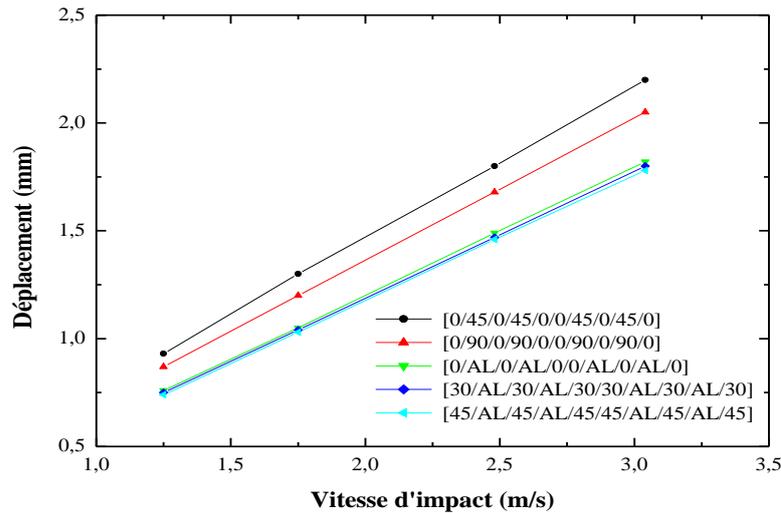


Figure III.9 : Variation du déplacement maximal en fonction de la vitesse.

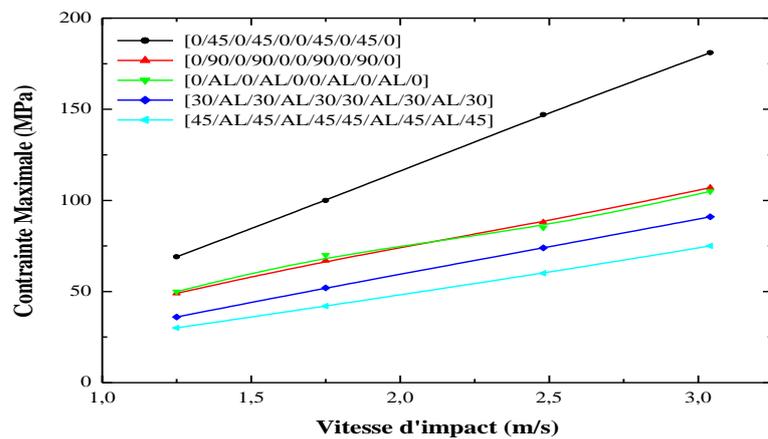
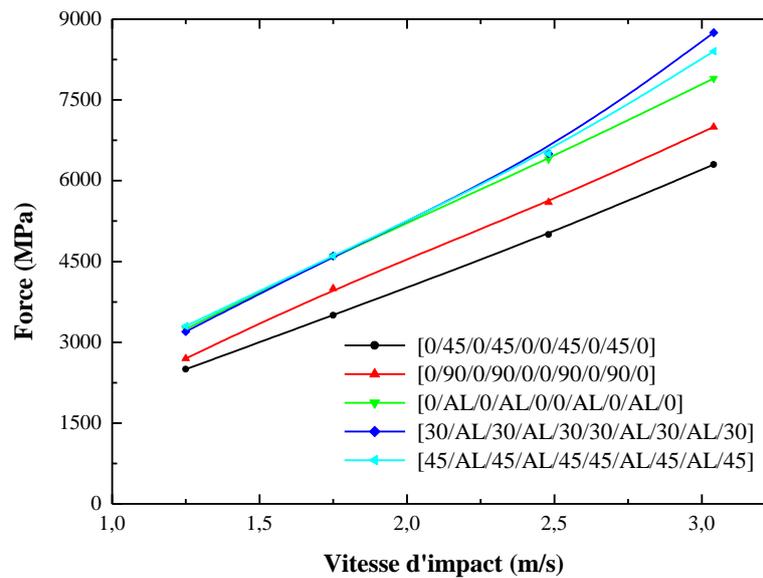


Figure III.10 : Effet de la vitesse d'impact sur la contrainte maximale  $\sigma_z$ .

La variation des contraintes maximales pour les différentes séquences d'empilements en fonction de la vitesse d'impact est représentée sur la figure III.10. L'orientation des plis de la plaque hybride à une influence sur le niveau des contraintes maximales. En effet ; les contraintes les plus élevées sont obtenues pour les séquences  $[(0)_6/(45)_4]$ . Les séquences  $[(0)_6/(90)_4]$  et  $[(0)_6/(AL)_4]$  engendrent des contraintes maximales légèrement faibles par rapport à ceux de séquence  $[(0)_6/(45)_4]$ , soit un écart qui ne dépasse pas les 50 %. La séquence qui conduit à des contraintes  $\sigma_z$  minimale est  $[(45)_6/(AL)_4]$ . Une faible vitesse développe une contrainte maximale très faible, cette contrainte augmente avec la vitesse de chocs. Du fait de la présence des plis, les déplacements engendrent des déformations non-homogènes dans les plis consécutifs. De ce fait, les contraintes générées dans le stratifié sont discontinues. Nous observons aussi que quelle que soit la vitesse d'impact les valeurs de

la contrainte  $\sigma_z$  sont largement inférieure la résistance à la traction du composite et du même de l'aluminium.



**Figure III.11** : Effet de la vitesse d'impact sur la force maximale de contact.

La variation des forces maximale pour les différentes séquences d'empilements en fonction de la vitesse d'impact est représentée sur la figure III.11. On remarquant contrairement aux les contraintes maximale, les forces de contact des séquences  $[(0)_6/(45)_4]$  sont légèrement faibles par rapport à celles des autres séquences. Les séquences  $[(45)_6/(AL)_4]$  et  $[(30)_6/(AL)_4]$  conduits à des valeurs des forces maximales très élevés par rapport à ceux des séquences  $[(0)_6/(45)_4]$ . D'autre part la force maximale croît linéairement avec la vitesse d'impact. Une vitesse de 3 m/s conduit à une force maximale qui vaut presque trois fois celle obtenu pour une vitesse de 0,5 m/s. L'introduction de l'aluminium dès les composites hybrides conduit d'une part à la minimisation de son énergie d'impact et d'autre part à l'augmentation de l'effort de contact impacteur cible. Par contre un stratifiés rigide conduit aux cas contraires.

#### III.6.4. Critères d'endommagement HASHIN sur la plaque hybride

Dans cette partie, nous nous intéressons à l'endommagement créé durant l'impact. Nous analysons l'initiation de l'endommagement par le critère de HASHIN en fonction de la vitesse d'impact et la séquences d'empilement. Sur les figures III.12-16, sont représentées les variations de l'endommagement dans la matrice et la fibre définie par le critère de Hashin, pour différentes vitesse d'impact et séquences d'empilement.

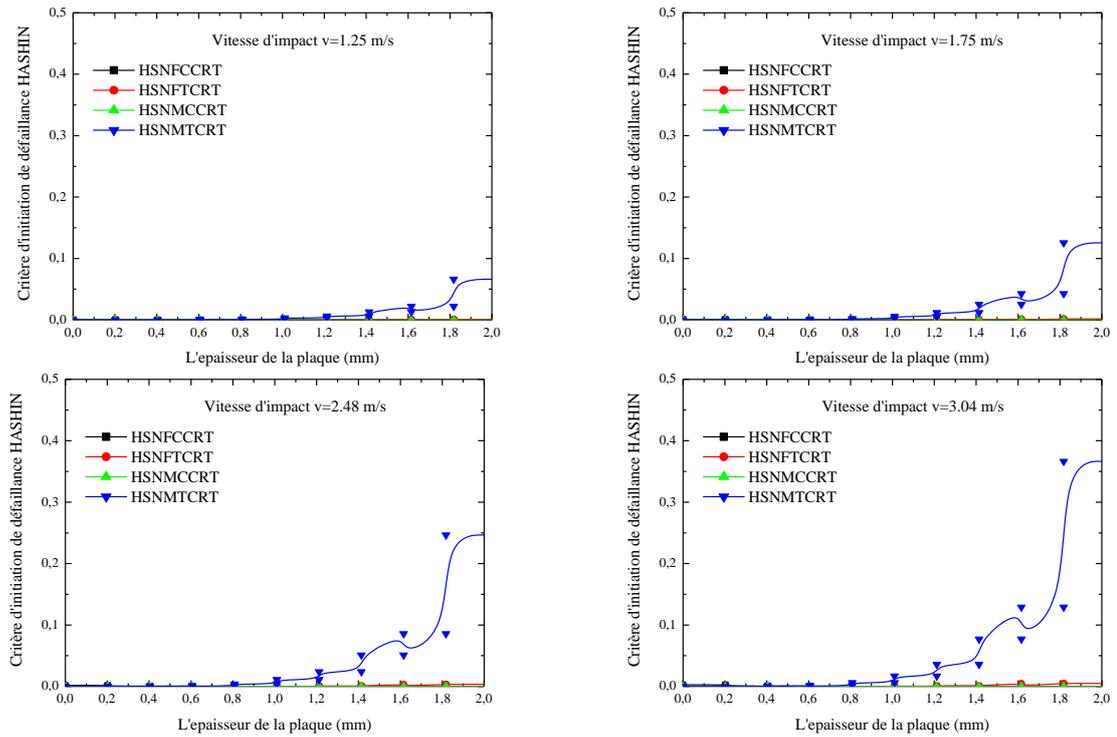


Figure III.12 : Critères d’initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0°/45<sub>4</sub>) à travers l’épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.

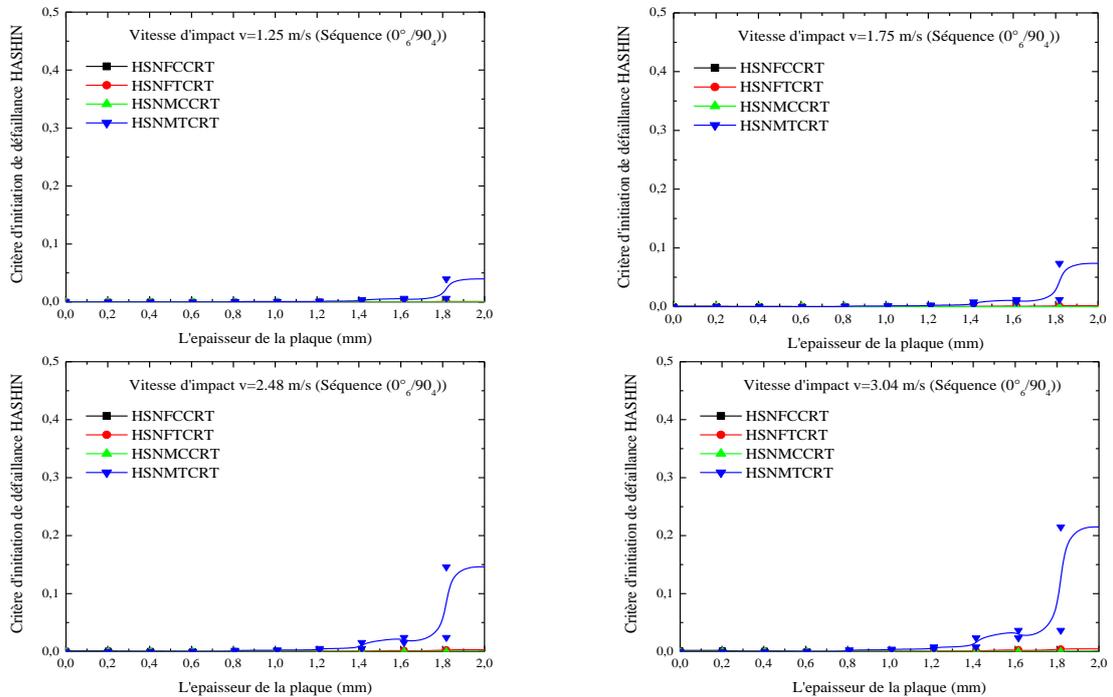


Figure III.13 : Critères d’initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0°/90<sub>4</sub>) à travers l’épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.

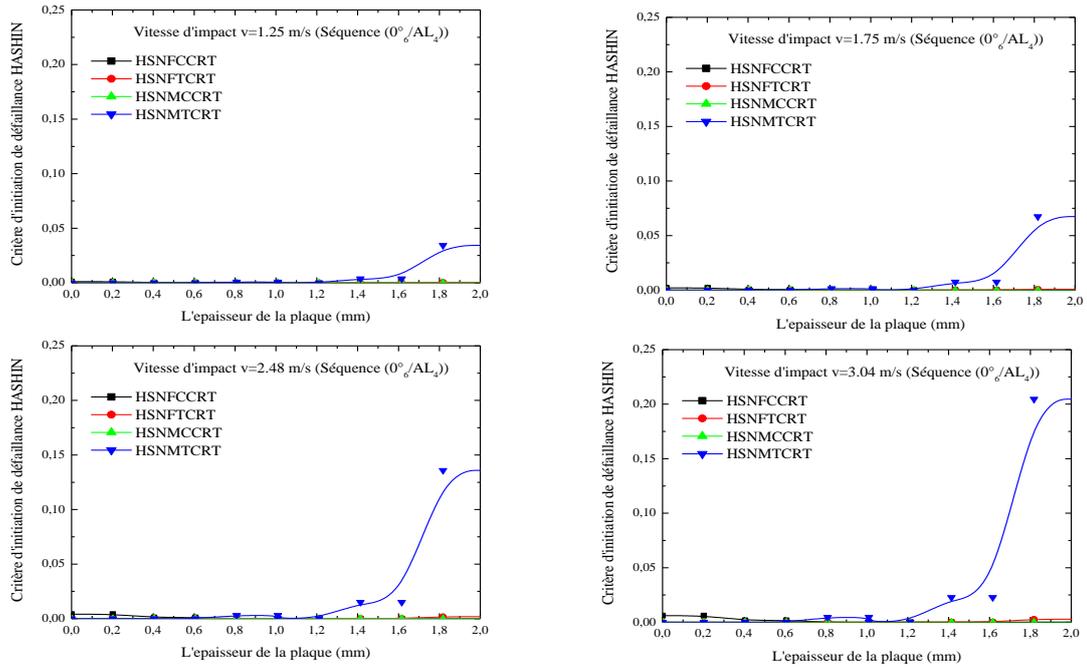


Figure III.14 : Critères d’initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (0°/AL<sub>4</sub>) à travers l’épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.

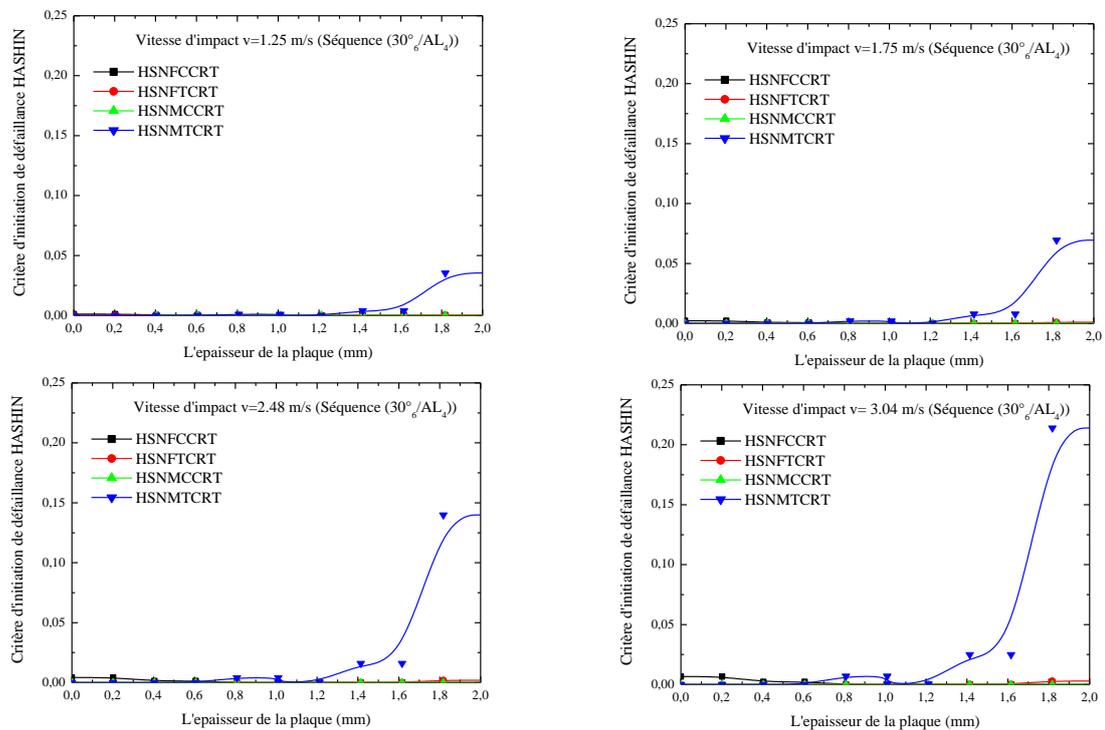
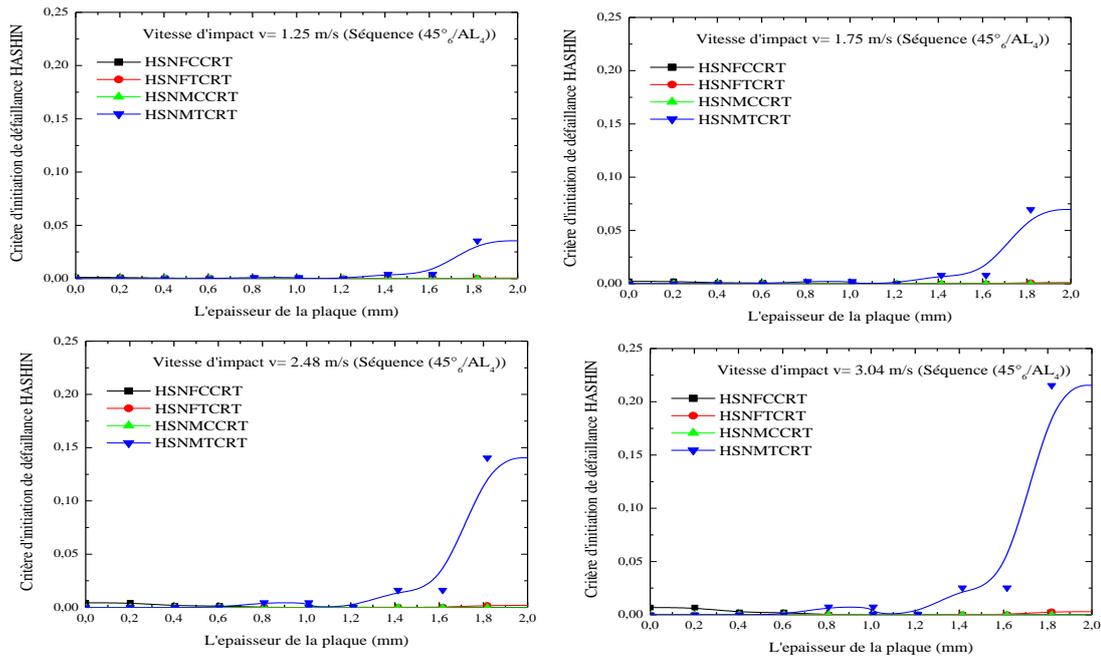
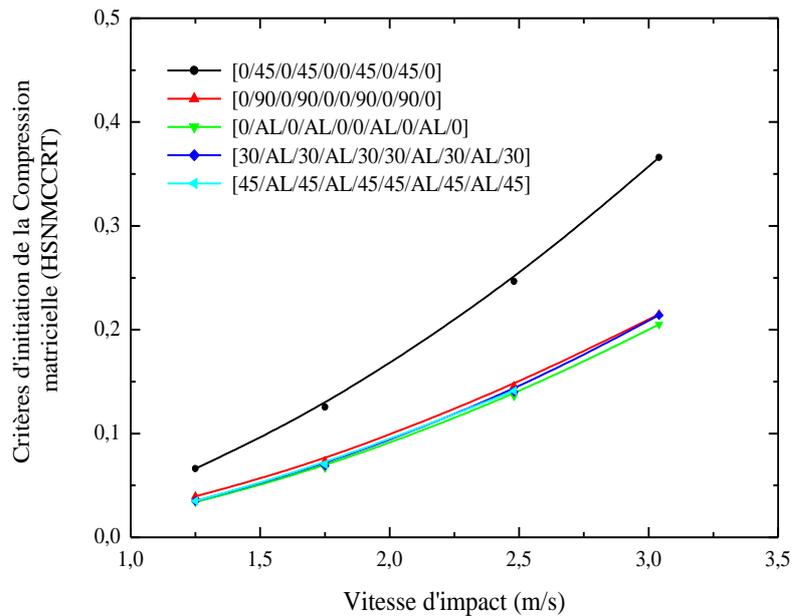


Figure III.15 : Critères d’initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (30°/AL<sub>4</sub>) à travers l’épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.



**Figure III.16 :** Critères d’initiation de défaillance HASHIN pour la séquence (45°<sub>6</sub>/AL<sub>4</sub>) à travers l’épaisseur de la plaque pour différentes vitesses.

Le critère de HASHIN permet de définir l’endommagement en traction et en compression de la matrice et de la fibre en tenant compte de leurs ténacités. L’endommagement de la matrice en traction est le type de dommage prépondérant dans le composite sous impact. En effet l’endommagement le plus élevé est celui de la matrice quelle que soit la vitesse d’impact et la séquence d’empilement, cet endommagement conduit généralement à des fissurations matricielles. En comparons les endommagements causés par l’impacteur, nous observons que l’endommagement en compression diminue par rapport à celui en traction. Cet endommagement croît avec la vitesse d’impact ou nous notons par exemple une augmentation de 70% lorsque la vitesse d’impact augmente de 1,25 m/s à 3,04 m/s pour la séquence (0°<sub>6</sub>/45<sub>4</sub>). En effet, cette séquence (0°<sub>6</sub>/45<sub>4</sub>) engendre des valeurs d’endommagement les plus élevées par rapport aux autres séquences d’empilement. Les résultats de la figure III.17 confirment cette constatation, en effet les valeurs de l’endommagement obtenue pour la séquence (0°<sub>6</sub>/45<sub>4</sub>) est le plus élevée par rapport aux autres séquences. Cet endommagement croît rapidement avec la vitesse d’impact. Les autres composite, hybride avec leurs différents d’orientation des fibres, leurs nature de plis métalliques ou composites engendrent pratiquement le même niveau d’endommagement quelle que soit la vitesse d’impact.



**Figure III.17** : Critère d'initiation de la compression matricielle de HASHIN en fonction de la vitesse d'impact pour différents séquences d'empilement.

### III.6.5. Distribution des critères d'initiation de défaillance de HASHIN

Cette analyse concerne l'endommagement créé durant l'impact. Nous faisons apparaître la taille et la forme de la zone endommagée pour une vitesse d'impact constante. Les figures III.18-III.21, montrent les zones endommagées dans les différents plis du composite hybride  $0^{\circ}_6/\text{Métal}_4$ . Ces zones sont déterminées par le critère de HASHIN en traction et en compression de la matrice et des fibres.

La forme et la taille de la zone endommagée dépendent de la pression de contact entre la cible et l'impacteur. Concernant la distribution de l'endommagement, dans la fibre nous observons que la zone endommagée en traction est importante par rapport à celle en compression. La matrice s'endommage rapidement en compression par rapport à la traction, la taille de la zone endommagée de la matrice est sensiblement supérieure à celle de la fibre. Ceci peut être dû à la différence des propriétés mécaniques de la matrice et des fibres. L'endommagement de la matrice et des fibres est essentiellement situé à la face impactée comme indiqué sur les figures.

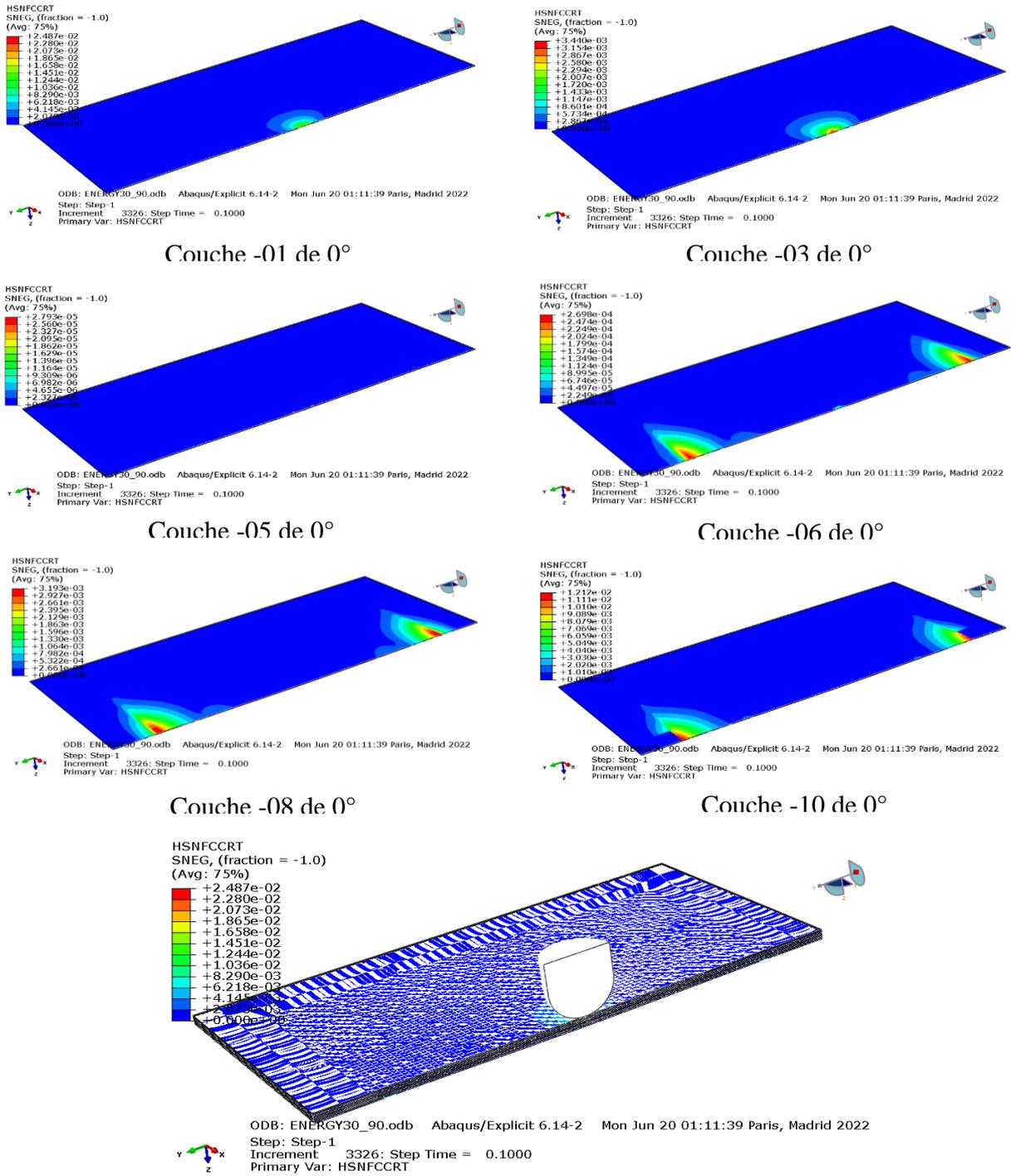


Figure.III.18 : Distribution tension de fibre HSNFCCRT entre les couches de la plaque hybride (0°/Métal4)

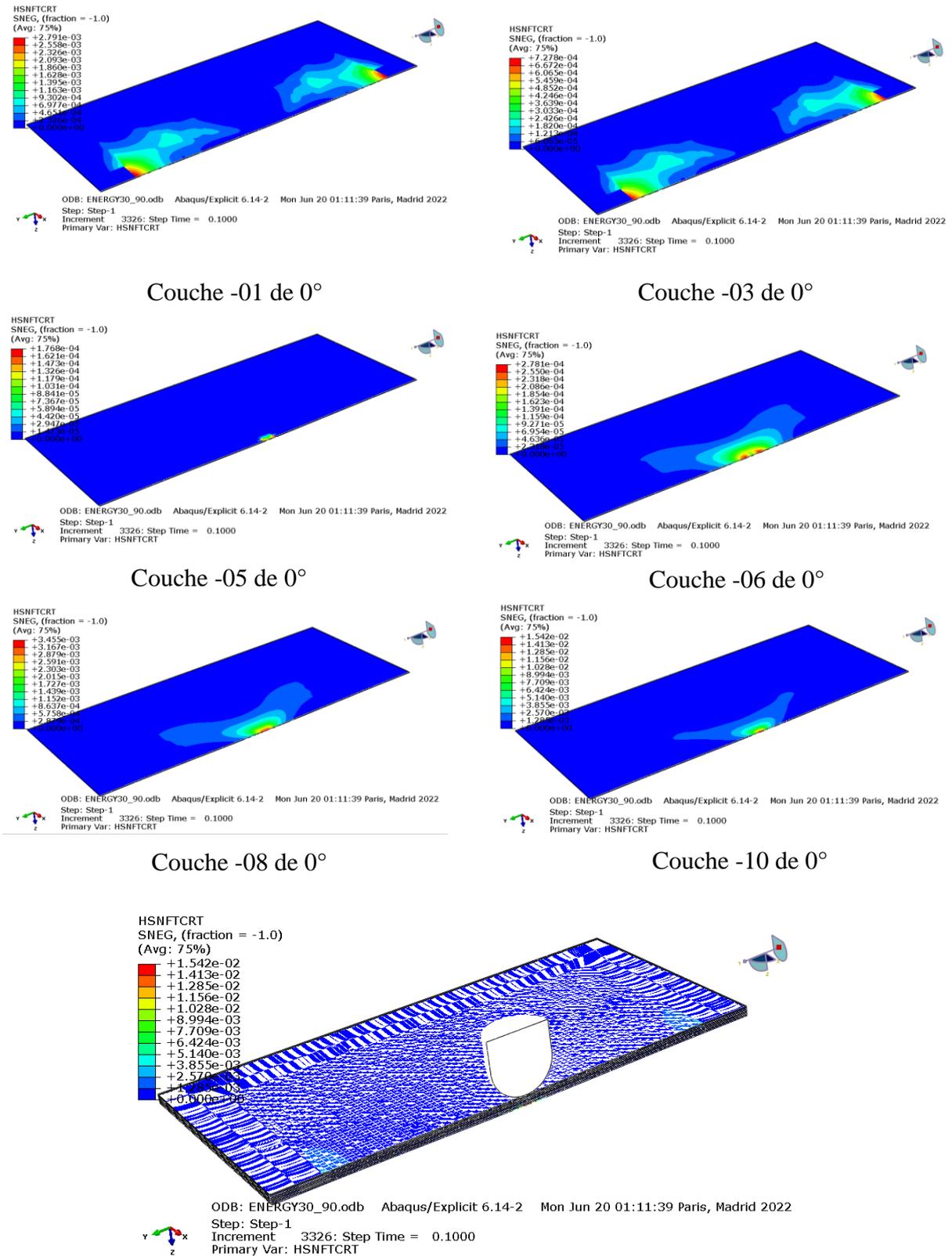


Figure.III.19 : Distribution compression de fibre HSNFTCRT entre les couches de la plaque hybride.

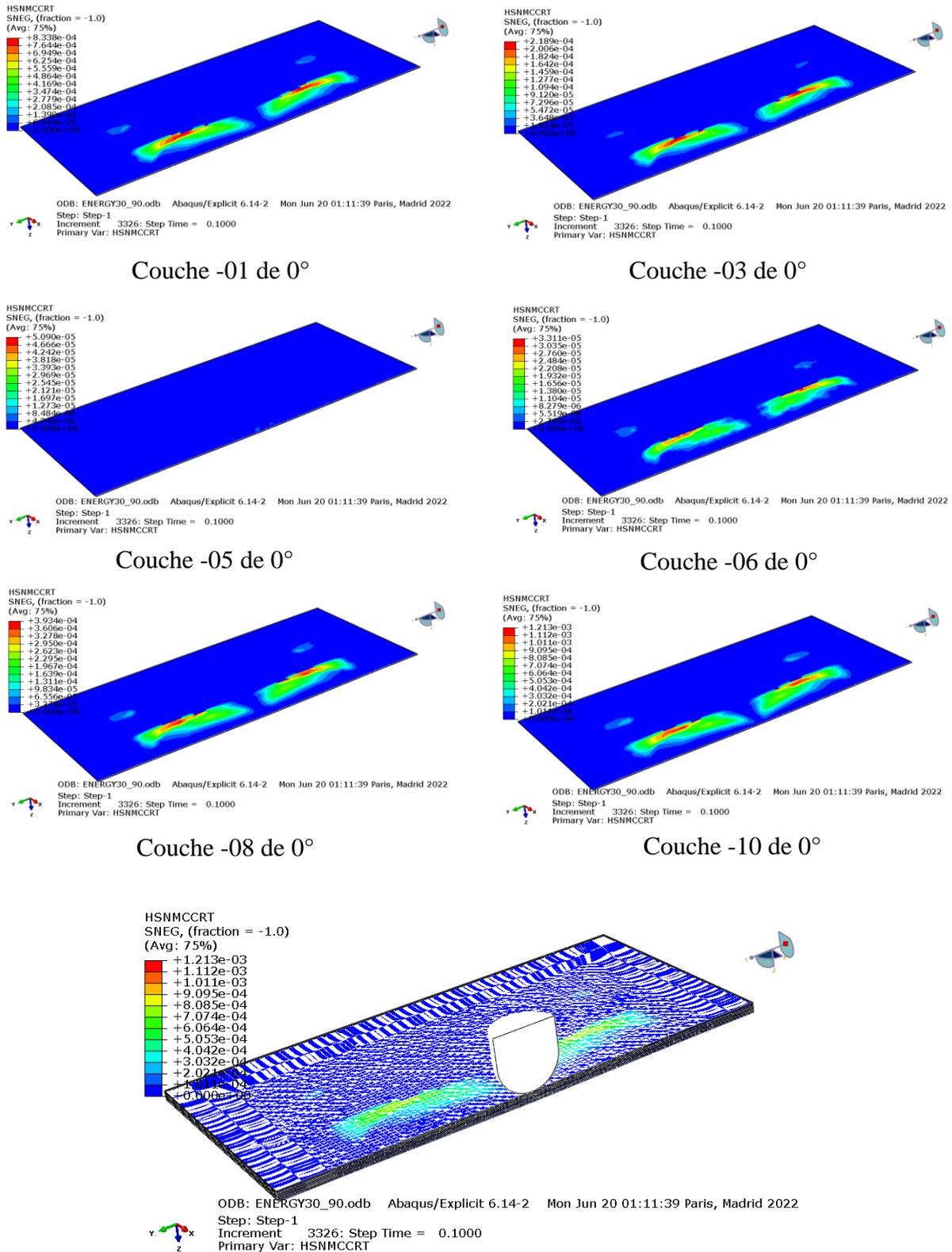


Figure.III.20 : Distribution compression de la matrice HSNMCCRT entre les couches de la plaque Hybride.

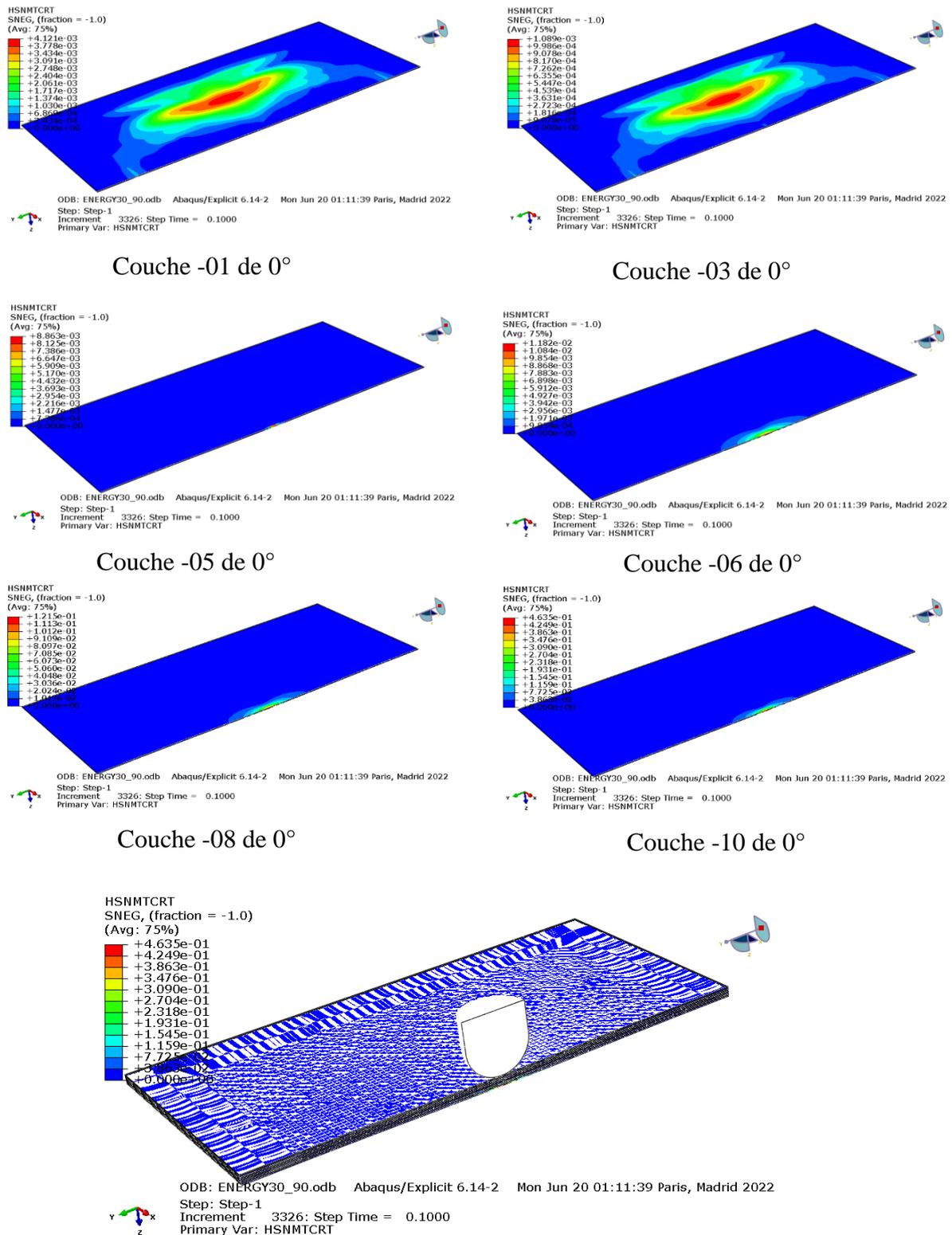


Figure.III.21 : Distribution compression de la matrice HSNMTCRT entre les couches de la plaque Hybride.

# Conclusion Générale

## *Conclusion générale*

---

L'étude élément finis d'une plaque hybride composite/métallique soumise à un impact à faible vitesse à différentes vitesses d'impact a été réalisée afin de proposer une preuve conceptuelle du composite pour des applications structurelles. La réponse à l'impact du composite proposé est analysée et les conclusions suivantes sont tirées :

- On constate que la force maximale pour le stratifié d'épaisseur 2.1 mm à une vitesse d'impact de 3.04 m/s est supérieure de près de 4 % et 2 % à celle des vitesses d'impact 1.25 mm et 1.75 mm respectivement.
- On constate que l'absorption d'énergie de la plaque hybride de 2.1 mm d'épaisseur bien faible que ses nos plaques composites pour les mêmes conditions.

En analysant les tracés d'initiation des dommages de Hashin, il est évident que la compression des fibres est initiée au point de contact de l'impacteur sur le stratifié et que la force de compression se propage vers l'extérieur lorsque l'énergie d'impact augmente. Les fibres éloignées de la zone d'impact subissent les contraintes de traction. Les fibres échouent en raison de la rupture des fibres ou de l'arrachement des fibres.

En cas de matrice, la rupture de la matrice se produit en raison de la fissuration de la matrice conduisant à un délaminage. Il est évident que la rupture de la matrice prédomine sur la rupture des fibres dans le cas d'un composite soumis à une charge d'impact à faible vitesse.

Références

bibliographiques  
et webographies

## *Références bibliographiques*

- [1] : J.M.Berthelot, « Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structure », 3<sup>ème</sup> édition, Paris 1999.
- [2] : Zakariya Boufaïda, « Analyse des propriétés mécanique de composites taffetas ver/matrice acrylique en relation avec les propriétés d'adhésion des fibre sur la matrice », thèse doctorat .Université de l'Oranie mention mécanique et énergétique, 2015.
- [3] : contiwell ,1991. Richardson, 1996, P90 P29.
- [4] : Boussehel Hamida, « Etude des moyens de stabilisation des composites a base depolystyrene ».Thèsede doctorat,Université Mohamed Khider –Biskra, 2018.
- [5] : G.Togonal, « matériaux composite à base de filaments de cellulose et de polyéthylène », thèse doctorat,université du Québec à Trois-Rivières, 2016.
- [6] : Mlle boudjema Hayet latifa, « Elaboration de matériaux composites biodégradables issus de ressources unouvelables », thèsedoctorat. Université d'Oran 2 institut de Maintenance et de sécurité Industrielle 2015, 2016.
- [7] : Castanie B. « Structure en matériaux composites stratifié ». Institut Clément Ader, Techniquede l'ingénieur, 2013. RTM, Thèse de doctorat, Université Abou BakrBelkaid de Tlemcen, 2010.
- [8] : Glossaire Matériaux Composites, Carma Actualisation octobre 2006.
- [9] : Michel Dequatremare Thierry Devers. « Matériau (Précis des matériaux) » 2012, P 17, p18.
- [10] : Paolo Vannucci, « Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception », Master DSME : Dimensionnement des Structures Mécaniques dans leur Environnement. Université de Versailles et Saint-Quentin-en-Yvelines, 2007.
- [11] : Chistophe Tephany, « Analyse de la formabilité de renforts composites à base de fibre naturelles », thèse doctorat de géniemécanique. Universitéd'Orléans Discipline, 05 décembre 2019.
- [12] : Gornet L. Généralité sur les matériaux composites. ECN, Centre Nantes, 2011
- [13] : Rekbi Fares Mohammed Laid, « Contribution à l'analyse de l'endommagement des matériaux Composites »,thèsedoctorat, Université Mohamed Khider Beskra 02 Décembre 2016.
- [14] : Merazi Mohamed, « Analyse mécanique des structure composites : Etude comparative entre les différentes théories des plaques ».Thèsedoctorat,Université Djillali Liabes Sidi Bel Abbes ,2015.
- [15] : Mahmoudi Nouredine, « Etude et modélisation du comportement mécaniques des matériaux composites », thèseDoctorat. Université de Mostaganem faculté de science et de la technologie ,2010.
- [16] : Daniel Aliage, « Matériaux Aéronautiques d'aujourd'hui et de demain », l'académie des technologies .Paris, 2012.

- [17] : I. Ibteham B.Amazigh, « Préparation et caractérisation de composites à base d'un renfort végétale méditerranéen », Mémoire master général des matériaux. Université Abderahmane Mira. Bejaia, 2019.
- [18] : Cédric Thomas, « Etude des mécanismes d'endommagement des composites fibres de carbone/matrice polyamide : application à la réalisation de réservoirs de stockage de gaz sous haute pression de type IV », thèse doctorat, l'Ecole nationale supérieure des mines de paris ,11 octobre 2011.
- [19] : Baala Fatih, « Ouhnane Nacira, Matériaux Composites », Projet tutoré, Faculté Poly disciplinaire De Ouarzazate ,24 mai 2018.
- [20] : Berthelot J-M., « Matériaux composites ». Editions Eyrolles, 4ème édition, 2010.
- [21] : Rigal J-C. Negrier A, « Présentation des matériaux composites. Plastiques et composites », Technique de l'ingénieur, 1991.
- [23] : Yaich Ghizlane, Chahud jilali Zineb, « rapport à propos les composite et nano composites », Mémoire de mestre, Université Hssan II Faculté des sciences techniques Mohammedia.2019.
- [24] : Ait Atmane Hassen, « Vibration des structures composite en tenant compte de l'effet du cisaillement », thèse doctorat en sciences Génie civil .Université Djilali Liabes de SBA.2015.
- [25] : Rabia Boubeker, « Etude expérimentale et numérique du comportement des plaque trouées en matériaux composites », thèse doctorat LMD Génie mécanique. Université Mohamed Khider – Biskra.23 mai 2016.
- [27] : Bertrand Laine, « Influence des déformations d'un renfort fibreux sur sa perméabilité : modélisation et expériences », science de l'ingénieur.Artes et Métiers ParisTech, 2008.
- [28] : Brahim ATTAF, « Ecoconception et développement des pales d'éoliennes en Matériaux composites », Revue des Energies Renouvelables Bou Ismail Tipaza, 2010.
- [29] : J. H. S. Charles E. Harris, and Mark I. Shuart, «Design and manufacturing of Aerospace composite structures: state-of-the-art assessment», journal of aircraft vol. 39, pp. 545-560, 2002.
- [30] : A. Derardja, « Matériaux Composites », Université Batna II, Faculté de Technologie, 2021.
- [31] : J.M.Berthelot, « Matériaux composites : comportement mécanique et analyse des structures », 5ème édition, Paris.
- [35] : Manasiria Abderrehmane, « Etude d'effet de la microstructure sur flambement thermique des plaques fonctionnellement graduées », thèse doctorat, génie civil. Université Djilali Liabes Sidi Bel Abbes, 2018.
- [36] : Houssein Ayari, « Modélisation micromécanique de l'effet de chargement cycliques et de la vitesse de l'interface fibre-matrice dans les composites SMC » ; thèse doctorat. Université Ecole doctoral science des métiers de l'ingénieur, Tunisie 03 septembre 2020.

- [37] : Brek Samir, « Modélisation numérique de la propagation de l'endommagement et de la rupture dans les matériaux composites stratifiés sous sollicitation thermomécaniques et cycliques », thèse doctorat construction mécaniques. Université Hadj Lakhdar de Batna, 2012.
- [38] : M'Gandour.Yassine, « Etude d'un stratifié sous différentes sollicitation ».Mémoire de master,Université Mouloud Mammeri de Tizi Ouzou,15 décembre 2018.
- [39] : Emilie Troussel. « Prévission des dommages d'impact basse vitesse et basse énergie dans les composites à matrice organique », Thèse, l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers, 17 avril 2013.
- [40] : Achache Habib. « Comportement en rupture des matériaux composites stratifiés sollicités à différentes charges », Thèse Université djillali liabes de Sidi Bel Abbès faculté technologie, 08 septembre 2016.
- [41] : G.A.O.D, R Olsson. « Impact on composite structures », the Aeronautical journal, department of Aeronautics, Imperial College, London, November 2004.
- [42] : Mathieu. Hautier, « Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique », Thèse Université Toulouse 3 Paul Sabatier, 3 décembre 2010.
- [43] : Juan Pedro Berro Ramírez. « Caractérisation et modélisation de l'endommagement des composites bobinés ; Application à la prédiction de l'éclatement des réservoirs bobinés hyperbares », Thèse doctorat l'école nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique,28 novembre 2013.
- [44] : Mariem Ben Ameer « .caractéristique mécanique et suivi par émission acoustique des mécanismes d'endommagement des composites à fibre hybrides lin /carbone » thèse doctorat, Université Bretagne Loire Ecole Doctorat N° 602, Décembre 2019.
- [45] : M.roger pierre lemanle sanga. « Evaluation expérimentale et numérique des endommagements d'une structure composite sous impact pour une large gamme de vitesses et d'énergies », thèse Doctorat, l'université de Toulouse, 10 septembre 2019.
- [46] : M.Mahdad. M'hamed, « Modélisation du comportement à l'impact des composites à matrice thermoplastique et fibres continues », thèse de doctorat, Université Batna 2019.
- [47] : Pablo García Pérez . « Méthodologie expérimentale et numérique pour la tenue résiduelle post impact des structures composites à matrice thermoplastique », Thèse l'école nationale supérieure d'arts et métiers spécialité (mécanique – matériaux),7 décembre 2018.
- [48] : Zouggar Kamel. « Etude du comportement mécanique d'une plaque composite de type verre/polyester soumise à un impact à faible énergie », Thèse doctorat. Université djillali liabes de Sidi Bel Abbès ,2016.
- [50] : Houari, A., Mokhtari, M., Bouchikhi, A.S., Polat, A. and Madani, K. (2021). Using finite element analysis to predict the damage in FGM-3D notched plate under tensile load; Different geometric concept, Engineering Structures., 237,112160. DOI:10.1016/j.engstruct.2021.112160

## *Références Webographies*

- [22] : <https://fre.slideshare.net/yosrajelassi/rapport-22986251> ,2013
- [26] : <https://www.information-dentaire.fr/formations/techniques-de-stratification-histo-anatomique-des-rsines-composites-le-concept-biomimtique/> ,02 avril 2021.
- [32] :<https://docplayer.fr/amp/3898342-Introduction-generale-sur-les-materiaux-composites-frederic-laurin.html>. 2011.
- [33] : <https://fr.slideshare.net/oumalmazizi/les-composites> , 18 September 2019.
- [34] : [https://www.researchgate.net/figure/Fibres-et-matrice-composant-les-plis-dune-stratifie-Les-stratifies-utilises-sont\\_fig2\\_30512018](https://www.researchgate.net/figure/Fibres-et-matrice-composant-les-plis-dune-stratifie-Les-stratifies-utilises-sont_fig2_30512018).
- [49] : <http://eduscol.education.fr/sti/si-ens-paris-saclay>.
- [51] : <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.07.002>.Janvier 2012.

تأتي مقاومة الاصطدام في طليعة التحديات في مجال الطيران، يوفر مظهر المواد المركبة طرقاً جديدة لتحسين مقاومة الهياكل للتأثير. الهدف الرئيسي من هذا البحث هو دراسة السلوك الميكانيكي و تلف صفيحة هجينة معدنية/مركبة , ومن أجل تحسينها. سوف نعتمد على دراسة الاختلافات في سرعة المقذوف بين الطبقات المتعددة بعد تأثير. تركز هذه الدراسة على تطوير مركب مفاهيمي الجديد للتطبيقات الهيكلية المعرضة لتأثير السرعة المنخفضة باستخدام نهج العناصر المحدودة. يتعرض المعدن المركب المقترح لسرعات تصادم مختلفة تبلغ 125 م / ث، 1.75 م / ث تتراوح في نظام تأثير السرعة المنخفضة , لدراسة امتصاص الطاقة و تخفيف الضرر للمركب المقترح . تكشف نتيجة الدراسة الحالية أن امتصاص الطاقة يزداد مع زيادة سرعة التأثير, تمت واتضح أن تمزق المصفوفة هو غالب تمزق اليباف. Hachin دراسة دور المصفوفة و الألياف في بدء التلف باستخدام معايير

## Summary

Crash resistance is at the forefront of the challenges in aeronautics. The appearance of composite materials offers new avenues of reflection to improve the resistance of structures to impact. The main objective of this research is to study the mechanical behavior and the damage of a composite/metal hybrid plate in order to improve it. We will rely on the study of the variations in speed of the projectile between the multilayers following the impact. This study focuses on the development of a new conceptual composite for structural applications subjected to low velocity impact using a finite element approach. The proposed composite/metal is subjected to different impact velocities of 1.25 m/s, 1.75 m/s and 3.04 m/s ranging in the low velocity impact regime to study the energy absorption and energy behavior. Damage mitigation of the proposed composite. The result of the present study reveals that energy absorption increases with increasing impact velocity. The role of the matrix and the fiber in the initiation of the damage is studied using the criteria of Hashin and it turns out that the rupture of the matrix is predominant on the rupture of the fiber.

## Résumé

La résistance à l'impact est aux premiers rangs des défis en aéronautique. L'apparition des matériaux composites offre de nouvelles pistes de réflexion pour bonifier la résistance des structures à l'impact. L'objectif principal de cette recherche est d'étudier le comportement mécanique et l'endommagement d'une plaque hybride composite/métal en vue de l'améliorer. On va s'appuyer sur l'étude les variations de vitesse du projectile entre les multicouche suite à l'impact. Cette étude se concentre sur le développement d'une nouvelle conceptuelle pour un composite pour des applications structurelles soumises à un impact à faible vitesse en utilisant une approche par éléments finis. Le composite/métal proposé est soumis à différentes vitesses d'impact de 1.25 m/s, 1.75 m/s et 3.04 m/s allant dans le régime d'impact à faible vitesse pour étudier l'énergie comportement d'absorption et d'atténuation des dommages du composite proposé. Le résultat de la présente étude révèle que l'absorption d'énergie augmente avec l'augmentation de la vitesse d'impact. Le rôle de la matrice et de la fibre dans l'initiation des dommages est étudié à l'aide des critères de Hashin et il s'avère que la rupture de la matrice est prédominante sur la rupture de la fibre.