



MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE  
UNIVERSITE « Abbès LAGHROUR » DE KHENCHELA  
FACULTE DES SCIENCES ET DE TECHNOLOGIE



Département de Génie Mécanique

N° de série:.....

**Mémoire de fin d'études**  
*Pour l'obtention du diplôme de Master (L.M.D)*

**Spécialité: Génie Mécanique**  
**Option : construction Mécanique**  
**Thème**

*Étude des effets des impacts de projectiles sur des  
plaques composites stratifiés à différentes vitesses:  
haute et basse cinétique*

**Réalisé par:** - SEKIOU ISLAM  
- CHITOUR AMIR

**Dirigé par:** dr. Berkia Abdelhak

**Membres de jury:**

Mr. MESSAOUDI AISSAM

M.C.B

Université de Khenchela

Président

Mr. HANNACHI BOUZID

M.A.A

Université de Khenchela

Examineur

Présenté le 18/06/2025

## ***Remerciement***

**En tout premier lieu, je remercie le bon Dieu, tout puissant, de m'avoir donné la force pour survivre, ainsi que l'audace pour dépasser toutes les difficultés.**

**Nous adressons le grand remerciement à notre encadreur qui a proposé le thème de ce Mémoire, pour ses conseils et ses dirigés du début à la fin de ce travail.**

**Nous tenons également à remercier les membres de jury pour l'honneur qu'ils nous ont fait en acceptant l'évaluation de notre mémoire.**

**Finalement, nous tenons à exprimer notre profonde gratitude à nos familles qui nous ont toujours soutenues et à tout ce qui participe de réaliser ce mémoire.**

**Ainsi que l'ensemble des Enseignants qui ont contribué à notre formation.**

# Sommaire

---

## Sommaire

Liste des figures: .....	
Liste des tableaux: .....	
Introduction Générale.....	1

### Chapitre I:

#### Généralité sur les matériaux composites

I.1. Introduction:.....	3
I.2. Définition: .....	3
I.3. Les constituants:.....	3
I.3.1. Le renfort: .....	4
I.3.1.1 Architecture des renforts: [4].....	5
I.3.1.2 Caractéristiques moyennes des fibres et renforts .....	8
I.3.2. La matrice: .....	8
I.3.3. Les charges et les additifs: .....	10
I-3-3-1-les charges: [1] .....	10
I-3-3-2-Les additifs: .....	10
I.4. Procédés d'élaborations: .....	11
Moulage au contact:[4] .....	11
Moulage par projection simultanée:.....	11
Moulage sous vide: .....	12
Moulage par projection de résine:.....	13
Moulage par centrifugation:.....	13
I-5- Structure des matériaux composites:.....	14
I-5-1- Les monocouches: .....	14
I-5-2- Les Stratifiés: .....	14
I-5-3-Sandwichs: .....	15
I-6. Les domaines d'utilisation:.....	15
I-7- La loi de mélange pour les composites stratifiés: .....	16

# Sommaire

---

## Chapitre II:

### L'impact sur les matériaux composite stratifiés

II.1. Introduction .....	19
II.2. Étude du comportement des matériaux composites .....	19
II.3. Lois de comportement homogénéisé des matériaux composites .....	20
II.3.1. Loi de mélange .....	21
II.3.1.1 Dans le cas fraction volumiques .....	21
II.3.1.2 Dans le cas fraction volumiques .....	21
II.4. Détermination des propriétés élastiques d'un pli unidirectionnel .....	22
II.4.1. Module d'Young longitudinal.....	23
II.4.2 Module d'Young transverse.....	24
II.5. Mécanismes d'endommagement de plaques composites stratifiées lors d'un impact .....	26
II.5.1. L'endommagement.....	26
II.5.2. Fissuration matricielle .....	27
II.5.4. Rupture de fibre.....	28
II.6. Les principaux paramètres influant les dommages d'impact sur plaque composite stratifiée .....	29
II.6.1.Énergie d'impact .....	29
II.6.2. Vitesse d'impact .....	30
II.6.3 La forme de l'impacteur .....	30
II.7. Principales approches de modélisation d'impacts sur plaques composites stratifiées .....	31
II.7.1 Approche analytique.....	32
II.8. Critères de rupture des unidirectionnels .....	32
II. 8.1. Critère en contraintes maximales .....	34
II. 8.2. Critère en déformation maximale.....	35
II.8.3. Critères interactifs .....	36
II. 8.3.1 Critère de Tsai-Hill .....	37
II. 8.4. Critère de Tsai-Wu .....	38
II.8.5 Critère de Hashin en 3D.....	39

## Sommaire

---

II.9. Mécanique de l'endommagement: modèle de zones cohésives .....	40
II.9. CONCLUSION .....	41

### Chapitre III:

#### Étude numérique des impacts sur une plaque composite

III.1 Introduction .....	43
III.2 Description du modèle numérique .....	43
III.2.1 Géométrie du modèle .....	43
III.2.2 Configuration des couches .....	48
III.3 Conditions de chargement .....	48
III.3.1 Vitesses d'impact .....	48
III.3.2 Objectif paramétrique .....	48
III.4 Maillage et conditions aux limites .....	49
III.4.1 Maillage.....	49
III.4.2 Conditions aux limites et contact .....	49
III.5 Critère de dommage – Modèle de Hashin.....	49
III.6 Méthode numérique.....	49
III.7 Visualisation et post-traitement.....	49

### Chapitre IV:

#### Résultats et discussion

IV.1 Introduction.....	56
IV.2 Résultats et discussion .....	56
IV.3 Distribution des contraintes équivalentes Von Mises.....	57
IV.4 Déplacements .....	60
IV.5 Conclusion .....	63
Conclusion Générale .....	65
Références bibliographiques .....	67

## Liste des figures

---

### Liste des figures:

Figure I.1: Matériau composite [1].....	4
Figure I.2: Types de renfort [3] .....	4
Figure I.3: renforts unidirectionnels (UD).....	5
Figure I.4: renforts Toile ou taffetas.....	5
Figure I.5: renforts Serge.....	5
Figure I.6: renforts Satin.....	6
Figure I.7: Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone .....	6
Figure I.8: Fibre de verre .....	7
Figure I.9: Fibre d'aramide .....	7
Figure I.10: Différentes familles de matrice [3] .....	9
Figure I.11: Principe du moulage au contact [1]. .....	11
Figure I.12: Principe du moulage par projection simultanée.....	12
Figure I.13: Moulage sous vide [1]. .....	13
Figure I.14: Principe de moulage par injection de résine .....	13
Figure I.15: Principe de moulage par centrifugation [1]. .....	14
Figure I.16: Composite monocouche. ....	14
Figure I.17: plaque stratifiée.....	15
Figure I.18: Composite sandwich.....	15
Figure I.19: Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié.....	17
Figure II.1: Constituants d'un matériau composite [10]. .....	19
Figure II.2: schéma d'étude du comportement mécanique d'un composite stratifié[35].....	20
Figure II.3: Fibres et matrice composant les plis d'une stratifié [14].....	21
Figure II.4: Structure élémentaire d'un matériau composite unidirectionnel [9].....	23
Figure II.5: Loi des mélanges pour le module d'Young longitudinal [14] .....	24

## Liste des figures

---

Figure II.6: Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel [13].	25
Figure II.7: Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnel carbone/époxy impacté [17].	26
Figure II.8: Coupe micrographique d'un stratifié composite T700GC/M2 impacté [18].	27
Figure II.9: Détail des fissures matricielles sur un bord libre [19].	27
Figure II.10: Exemples des différents mécanismes d'endommagements: a) délaminage, b) rupture des fibres [20].	29
Figure II.11: Formes de l'impacteur: a) plan, b) sphérique, c) ogival, d) conique [22].	31
Figure II.12: Micrographies des coupes impactées par différentes formes d'impacteur[21].	31
Figure II.13: Courbe typique Contrainte / Déformation d'une couche en chargement uniaxial	33
Figure II.14: Courbe contrainte-déformation en chargement de cisaillement d'une couche	33
Figure II.15: Enveloppe de rupture pour le critère de rupture utilisant les contraintes maximales [1].	34
Figure II.16: Couche rapportée à des axes de référence quelconques [8].	35
Figure II.17: Enveloppe des contraintes de rupture, critère en déformation maximale [8].	36
Figure II.18: Comparaison entre l'enveloppe du critère de rupture en contrainte et déformation max [8].	36
Figure II.19: Enveloppe de rupture pour la théorie de rupture Tsai-Hill [8].	37
Figure II.20: Enveloppe de rupture elliptique, modèle Tsai-Wu [8].	38
Figure II.21: Comparaison entre les trois enveloppes de critère de rupture [8].	39
Figure III.1: part 1 ( plate)	43
Figure III.2: part 2 ( bullet)	44
Figure III.3: propriété ( composite layup )	44
Figure III.4: assemblage	45
Figure III.5: step avec les paramètres utilisés.	45
Figure III.6: interaction.	46
Figure III.7: load avec les conditions visibles	46

## Liste des figures

---

Figure III.8: bullet maillage.....	47
Figure III.9: plate maillage .....	47
Figure III.10: job manager.....	48
Figure III.11: Géométrie du modèle .....	50
Figure III.12: Déformation pour $V = 2$ m/s .....	53
Figure III.13: Déformation pour $V = 5$ m/s .....	53
Figure III.14: Déformation pour $V = 8$ m/s .....	54
Figure IV.1: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[0^\circ]_{10}$ .....	56
Figure IV.2: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$ .....	57
Figure IV.3: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[0^\circ/90^\circ]_s$ .....	58
Figure IV.4: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[45^\circ/-45^\circ]_s$ .....	58
Figure IV.5: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[90^\circ]_{10}$ .....	59
Figure IV.6: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[0^\circ]_{10}$ .....	60
Figure IV.7: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$ .....	60
Figure IV.8: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[0^\circ/90^\circ]_s$ .....	61
Figure IV.9: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[45^\circ/-45^\circ]_s$ .....	61
Figure IV.10: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifier avec une orientation des plis $[90^\circ]_{10}$ .....	62

## Liste des tableaux

---

### Liste des tableaux:

Tableau I.1: Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts [3].....	8
Tableau I.2: Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide. ....	12
Tableau III.1: Propriétés du matériau composite.....	50



# **Introduction Générale**

## Introduction Générale

Dans de nombreux secteurs industriels tels que l'aéronautique, le transport terrestre, le domaine militaire ou encore la protection civile, la capacité des structures à résister aux impacts constitue un critère fondamental dans la sélection des matériaux. Face à ces exigences accrues, les matériaux composites multicouches attirent une attention particulière grâce à leur légèreté, leur aptitude à absorber l'énergie et leur excellente résistance mécanique. Cependant, leur comportement sous sollicitations dynamiques, notamment lors d'impacts balistiques, demeure complexe à évaluer et à prédire.

La simulation numérique est devenue aujourd'hui un outil incontournable pour l'analyse et la compréhension des mécanismes d'endommagement générés par ce type de sollicitation. Elle permet de simuler virtuellement des scénarios d'impact en prenant en considération les propriétés mécaniques des matériaux, leur configuration multicouche et les interactions complexes entre le projectile et la cible. Le logiciel Abaqus/CAE 2017, reconnu pour ses capacités en modélisation de phénomènes non linéaires, offre un cadre performant pour réaliser ce type d'études.

Le présent travail s'inscrit dans cette perspective et a pour objectif d'étudier, à travers la simulation numérique, le comportement d'une plaque composite multicouche soumise à l'impact balistique d'un projectile rigide. L'objectif principal consiste à modéliser la scène d'impact, observer les effets mécaniques induits sur la plaque (déformations, endommagements, perforations éventuelles) et en tirer des conclusions sur la capacité de protection du matériau étudié. Cette démarche permettra également de renforcer la maîtrise des outils de simulation avancée et d'approfondir la compréhension des enjeux liés à la conception de structures composites capables de résister aux chocs.

# **Chapitre I**

## **Généralité sur les matériaux composites**

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

---

## I.1. Introduction:

Les matériaux composites se distinguent par leurs performances mécaniques exceptionnelles et leur grande adaptabilité, offrant aux concepteurs une liberté de création quasi illimitée. Leur développement s'étend aujourd'hui à presque tous les secteurs, jouant un rôle central dans les avancées technologiques majeures et les défis de l'ingénierie moderne [1].

## I.2. Définition:

Un matériau composite résulte de l'association de deux composants de nature distincte, agissant en synergie pour conférer à l'ensemble des propriétés mécaniques supérieures à celles de chaque constituant pris isolément. On distingue principalement deux catégories de composites [1][2]:

- **Composites de grande diffusion:** Ces matériaux, couramment utilisés, se caractérisent par leur coût de production réduit, notamment grâce à l'utilisation de résines polyester associées à des fibres de verre, qu'elles soient longues ou courtes, sous forme de mat ou de tissu. Leur fabrication repose sur des procédés simples tels que le moulage au contact, le moulage par compression (SMC) ou l'injection, permettant une production en série économique.
- **Composites à hautes performances:** Destinés à des applications exigeantes comme l'aéronautique, ces composites intègrent des renforts en fibres longues avec un taux supérieur à 50 %, offrant ainsi des performances mécaniques élevées. Leur élaboration implique des techniques avancées telles que le drapage sous autoclave, l'enroulement filamentaire ou le moulage par injection de résine (RTM), souvent réalisées manuellement en raison de la complexité des pièces à produire.

## I.3. Les constituants:

En général les constituants principaux d'un matériau composite sont:

- La matrice.
- Le renfort.
- Les charges et les additifs.

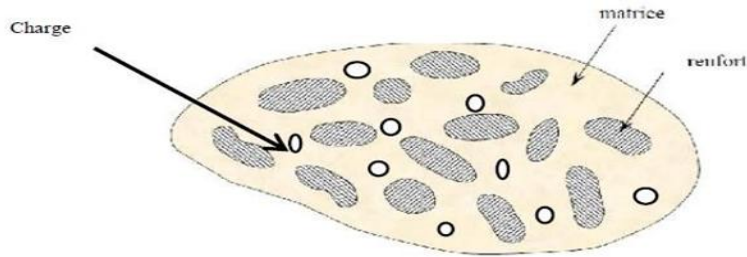


Figure I.1: Matériau composite [1].

## I.3.1. Le renfort:

Les renforts jouent un rôle essentiel dans les matériaux composites en assurant leurs propriétés mécaniques. Une large gamme de fibres est disponible sur le marché, permettant de choisir en fonction des performances souhaitées et des contraintes économiques liées à la structure à réaliser.

Ces fibres de renfort se présentent sous différentes formes:

- **Forme linéique:** incluant les fils et les mèches, utilisées principalement pour des applications nécessitant une orientation spécifique des fibres.
- **Forme surfacique:** comprenant les tissus simples et les mats, offrant une répartition uniforme des fibres sur une surface plane.

**Forme multidirectionnelle:** telles que les tresses, les tissus complexes et les tissages tridirectionnels ou plus, permettant une résistance mécanique accrue dans plusieurs directions [3].

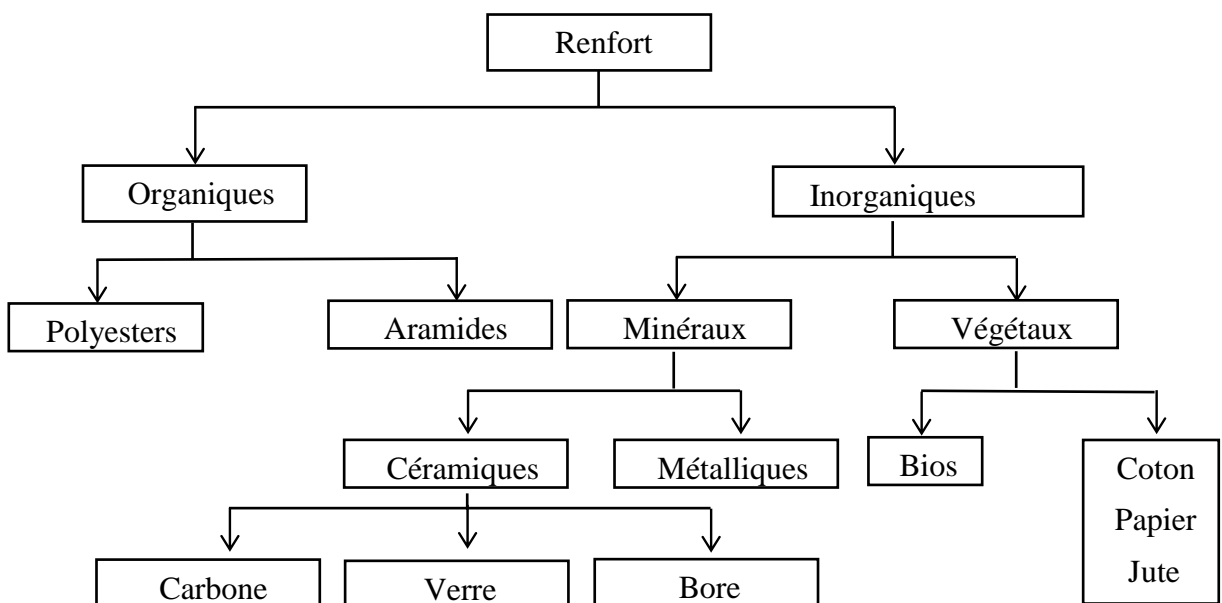


Figure I.2: Types de renfort [3]

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

## I.3.1.1 Architecture des renforts: [4]

Il existe différentes géométries et textures de renforts

### ➤ Les unidirectionnels (UD):

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.

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trames perpendiculaires entres eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.

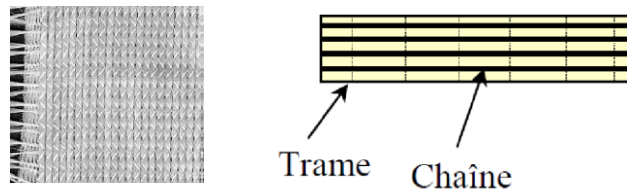


Figure I.3: renforts unidirectionnels (UD)

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

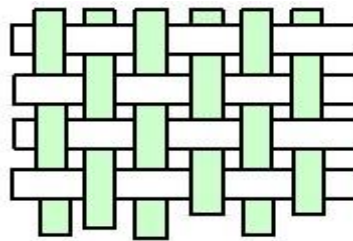


Figure I.4: renforts Toile ou taffetas

➤ **Serge:** Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au-dessus de (m) fils de chaîne. Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils. Ci-contre, un sergé 2/2.

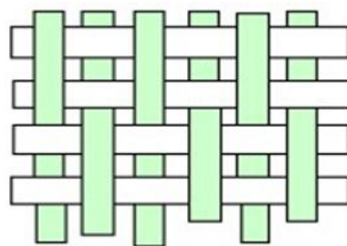


Figure I.5: renforts Serge

## Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

➤ **Satin:** Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de plusieurs

(n-1) fils de trame et réciproquement. Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes.

Ce type de tissus présente une forte masse spécifique.

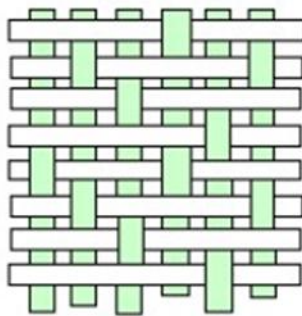


Figure I.6: renforts Satin

❖ On distingue plusieurs natures de fibre:

### a) Fibre de carbone

C'est la fibre la plus utilisée dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres:

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

➤ **Fabrication des fibres de carbone:**

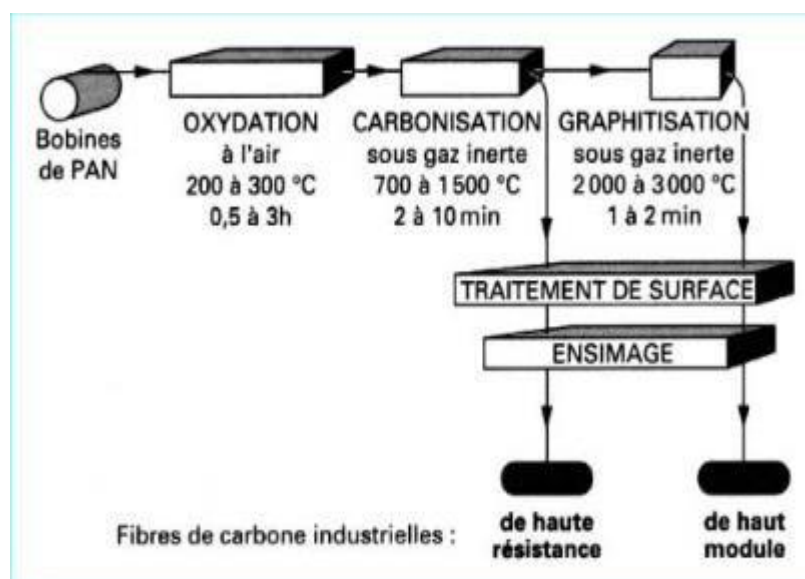


Figure I.7: Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

---

## b) *Fibre de verre*

Elle constitue le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elle est obtenue à partir de sable (silice) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres [4]:

E: pour les composites de grande diffusion et les applications courantes ;

R: pour les composites hautes performances ;

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



**Figure I.8: Fibre de verre**

## c) *Fibre d'aramide*

Souvent appelée KEVLAR®, la fibre d'aramide est issue de la chimie des polyamides aromatiques. Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes:

- La fibre basse module: utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles
- La fibre haute module: employées dans le renforcement pour les composites hautes performances.



**Figure I.9: Fibre d'aramide**

## d) *Fibre de bore*

Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène.

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

## e) Fibre de silice (ou de quartz)

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

## f) Fibres de polyéthylène de haut module

Elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicitées, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester.

### I.3.1.2 Caractéristiques moyennes des fibres et renforts

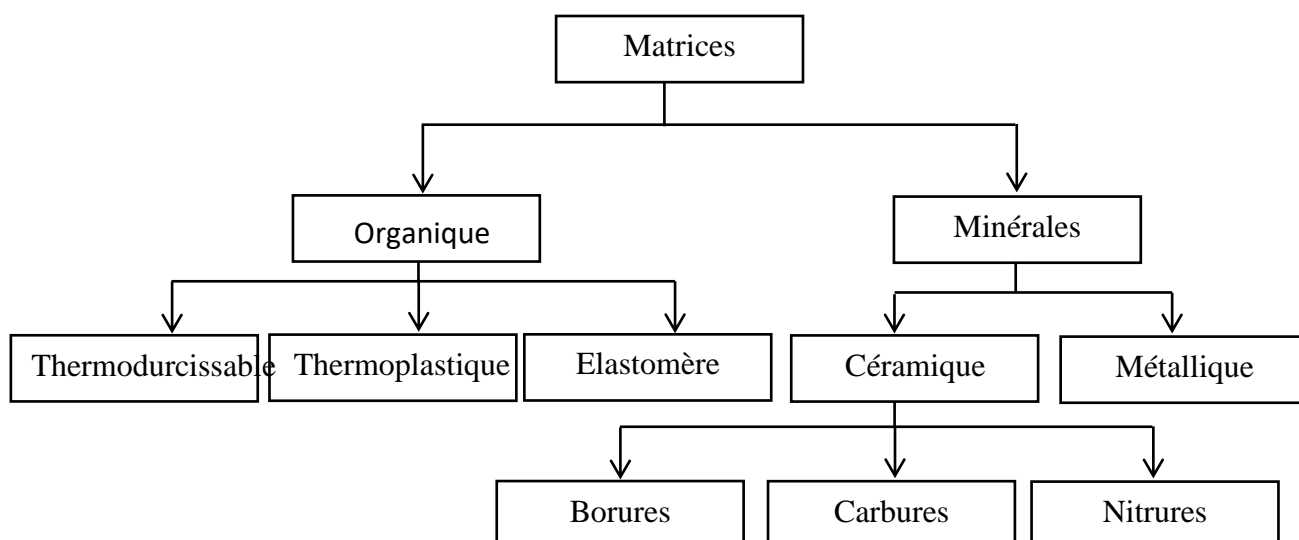
Tableau I.1: Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts [3].

Renforts	Diamètre du filament ( $\mu\text{m}$ )	Masse volumique ( $\text{kg.m}^{-3}$ )	Module d'élasticité longitudinal (Mpa)	Module de cisaillement (Mpa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique $^{\circ}\text{C}^{-1}$
	d	?	E	G	?	$s_r$	A	a
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	$0,5 \cdot 10^{-5}$
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	$0,3 \cdot 10^{-5}$
Carbone HM	6,5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	$0,08 \cdot 10^{-5}$
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	$0,02 \cdot 10^{-5}$
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	$-0,2 \cdot 10^{-5}$
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	$0,4 \cdot 10^{-5}$
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

### I.3.2. La matrice:

La matrice est l'élément qui lie et maintient les fibres. Elle répartit les efforts (résistance à la compression ou à la flexion) et assure la protection chimique des fibres.

La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure (I-4)



**Figure I.10: Différentes familles de matrice [3]**

Les matériaux composites utilisent principalement deux grandes familles de résines: les résines thermodurcissables et les résines thermoplastiques.

### **a) - Résines thermodurcissables**

Ces résines se distinguent par leurs excellentes propriétés mécaniques, obtenues à la suite d'un durcissement par traitement thermique ou physico-chimique. Une fois durcies, elles ne peuvent plus être reformées. Parmi les résines thermodurcissables les plus répandues, on retrouve, en ordre décroissant selon les volumes utilisés, les résines polyesters insaturées, les résines de condensation, puis les résines époxydes.

#### **a) -1- Les résines époxydes [1]**

b) Juste après les résines polyesters insaturées en termes d'utilisation, les résines époxydes sont très prisées pour leurs performances mécaniques, bien qu'elles ne représentent que 5 % du marché à cause de leur coût élevé (environ cinq fois plus cher que les résines polyesters). Généralement utilisées sans charges, elles servent de matrice aux composites de haute performance, notamment dans les domaines aéronautique, spatial et militaire. Leurs propriétés mécaniques typiques incluent:

- c) Densité: entre 1100 et 1500 kg/m<sup>3</sup>
- d) Module d'élasticité en traction: 3 à 5 GPa
- e) Résistance à la traction: 60 à 80 MPa
- f) Résistance en flexion: 100 à 150 MPa

## Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

---

- g) Allongement à la rupture: 2 à 5 %
- h) Résistance au cisaillement: 30 à 50 MPa
- i) Température de déformation sous charge: 290 °C

### j) Résines thermoplastiques

Ces polymères peuvent être chauffés pour devenir malléables puis durcis en refroidissant, et cela de manière répétée dans une plage de température propre à chaque type de polymère. Leur comportement plastique à l'état ramolli permet un moulage aisé. [1].

### k) Résines thermostables

Conçues pour résister à des températures supérieures à 200 °C et à des pressions élevées appliquées durablement, ces résines conservent leurs propriétés mécaniques sur de longues périodes. La stabilité thermique est souvent évaluée sur 2000 heures, sans que la résine ne perde plus de 50 % de ses caractéristiques. [1]

## I.3.3. Les charges et les additifs:

### I-3-3-1-les charges: [1]

#### ❖ Charges renforçantes ;

destinées à améliorer les performances mécaniques de la matrice. Elles se distinguent par leur forme géométrique, sphérique ou non sphérique.

#### ❖ Charges non renforçantes:

elles visent soit à réduire le coût de la résine tout en conservant ses propriétés, soit à en améliorer certaines, comme la résistance au feu ou la conductivité. On distingue notamment:

- Charges de faible coût.
- Charges ignifugeantes.
- Charges conductrices et antistatiques

### I-3-3-2-Les additifs:

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelques % et moins) et interviennent comme:

- Lubrifiants et agents de démoulage,
- Pigments et colorants,

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

- Agents anti-retrait,
- Agents anti-ultraviolets

## I.4. Procédés d'élaborations:

La plupart des méthodes de mise en œuvre consistent à élaborer les pièces en matériaux composites par couches successives comportant matrice et renfort [1].

### Moulage au contact:[4]

#### ✚ Principe

Procédé manuel pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée.

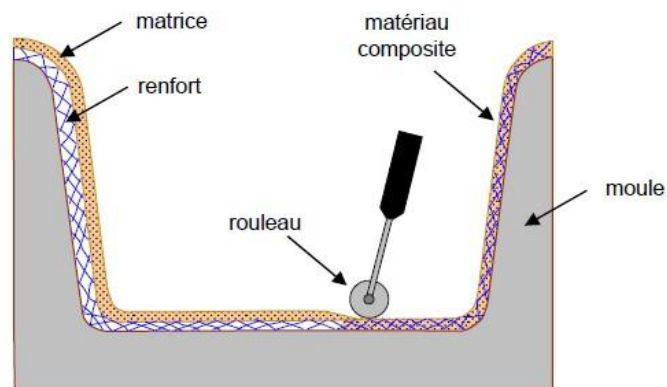


Figure I.11: Principe du moulage au contact [1].

### Moulage par projection simultanée:

#### ✚ Principe [4]

Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et 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 (fibre)
- Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine

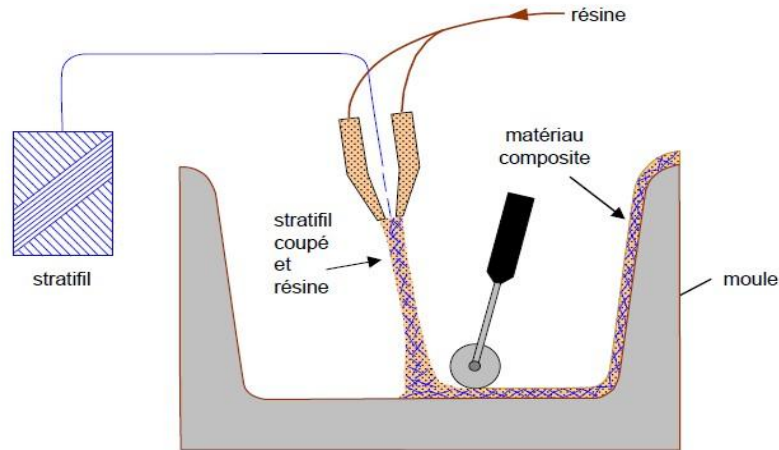


Figure I.12: Principe du moulage par projection simultanée

## Moulage sous vide:

### ✚ Principe [4]

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise en œuvre.

Le renfort est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort.

La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

Le tableau suivant représente les avantages et les inconvénients du moulage sous vide:

Tableau I.2: Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide.

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Deux faces lisses éventuellement gel-coatés,</li> <li>- Qualité constante</li> <li>- Bonne cadence de production</li> <li>- Nécessite peu de surface</li> <li>- Investissement très modéré (moule, pompes à vide)</li> <li>- Bonnes conditions de travail et d'hygiène.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Possibilité de forme plus</li> <li>- Réduit qu'au contact</li> <li>- Mise au point parfois difficile.</li> </ul>

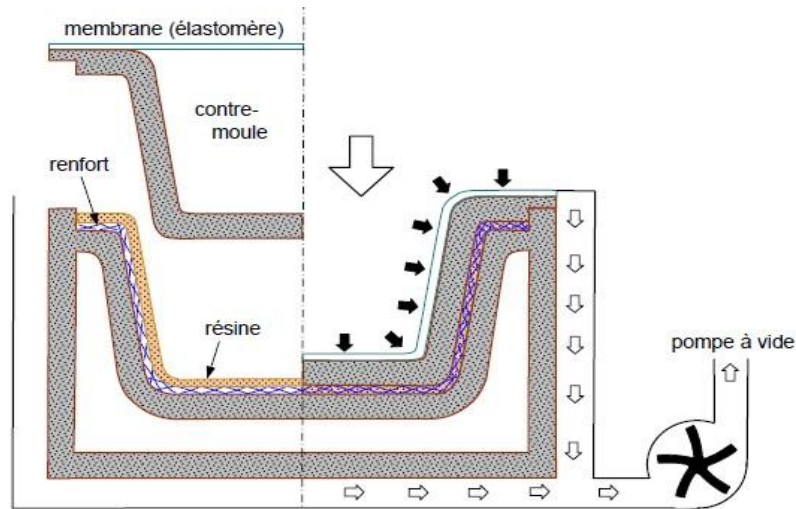


Figure I.13: Moulage sous vide [1].

## Moulage par projection de résine:

### ✚ Principe:

Le moulage par injection de résine RTM (Résine Transfert Molding). Une nappe de fibre (tissus, mats) est déposée dans un moule fermé étanche et la résine est injectée à basse pression.

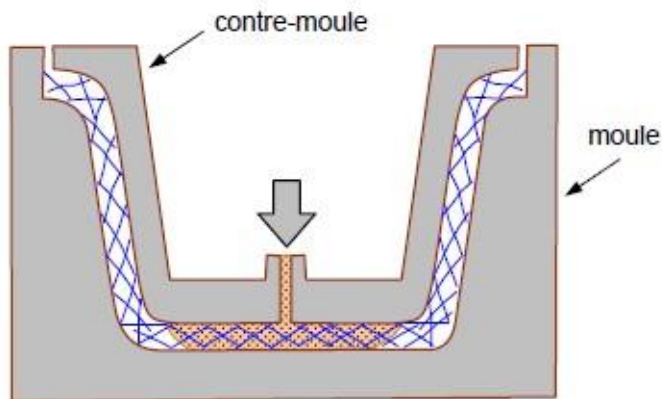


Figure I.14: Principe de moulage par injection de résine

## Moulage par centrifugation:

### ✚ Principe: [4]

Procédé de moulage limité aux enveloppes cylindriques. Le renfort (fibres longues coupées) et la résine sont déposés dans un moule cylindrique chauffé tournant à grande Vitesse.

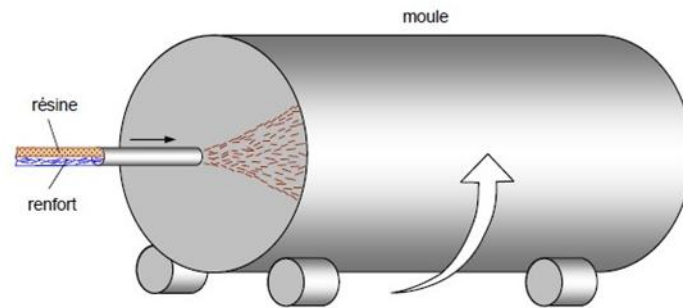


Figure I.15: Principe de moulage par centrifugation [1].

## I-5- Structure des matériaux composites:

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types

- Les monocouches
- Les stratifiées
- Les sandwiches

### I-5-1- Les monocouches:

Les monocouches sont les éléments de base des structures composites. Des fibres unidirectionnelles placées dans le plan médian sont emprisonnées dans une matrice polymère. Ils sont caractérisés par le type de renfort utilisé: des fibres longues (unidirectionnelles ou non), courtes, sous forme de tissus, de rubans [6]

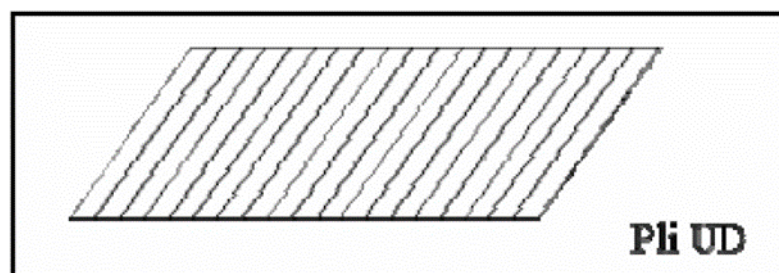


Figure I.16: Composite monocouche.

### I-5-2- Les Stratifiés:

Les stratifiés sont des matériaux constitués d'un empilement structuré de couches, appelées strates, dont l'orientation et l'épaisseur sont précisément définies, et qui peuvent être composées de matériaux différents (voir figure I-12). La nature d'un stratifié est en grande partie déterminée par sa séquence d'empilement, qui résume l'orientation des différentes couches. Ce mode de conception présente un avantage majeur: il permet de concevoir des

# Chapitre I: Généralité sur les matériaux composites

matériaux composites dont les propriétés mécaniques sont orientées de manière optimale, afin de mieux répondre aux contraintes spécifiques d'une structure [5].

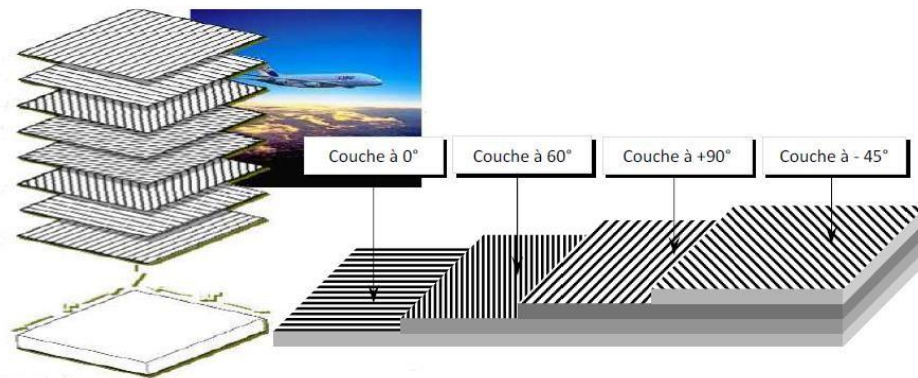


Figure I.17: plaque stratifiée.

## I-5-3-Sandwichs:

Les structures composites subissant des sollicitations de type flexion ou torsion sont généralement construites en matériaux sandwichs. Une structure sandwich est composée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structures stratifiées. Une âme nid d'abeilles est présentée sur la figure II.12.

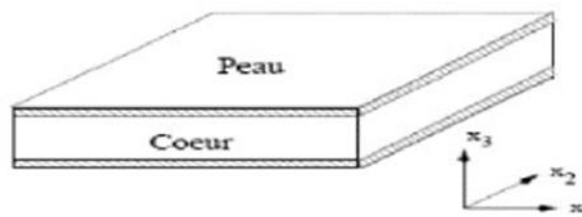


Figure I.18: Composite sandwich.

## I-6. Les domaines d'utilisation:

Les matériaux composites de nos jours prennent une place prépondérante dans différents domaines:

- Électricité et électronique,
- Bâtiment et travaux publics,
- Transports routiers, ferroviaires, maritimes, aériens et spatiaux (notamment militaire,)
- Santé (instrumentation médicale), [6].

### I-7- La loi de mélange pour les composites stratifiés:

Les déformations des matériaux homogènes et isotropiques peuvent être décrites assez simplement à l'aide des modules d'élasticité et des contraintes de déformation, qui sont les propriétés de base des matériaux bruts. Dans le cas des composites, chaque élément joue un rôle différent et c'est l'association de ces propriétés qui confère au matériau final ses caractéristiques propres. Bien que ces caractéristiques finales soient le résultat d'interactions complexes entre le renfort et la matrice, il est possible d'en donner une estimation simple à l'aide de la Loi des Mélanges [7] appliquée aux composites stratifiés:

$$P_c = \rho_c \cdot V_c = \rho_f \cdot V_f + \rho_m \cdot V_m \quad \text{où } (V_f + V_m) = 1 \dots \dots \quad (\text{I-1})$$

Avec:

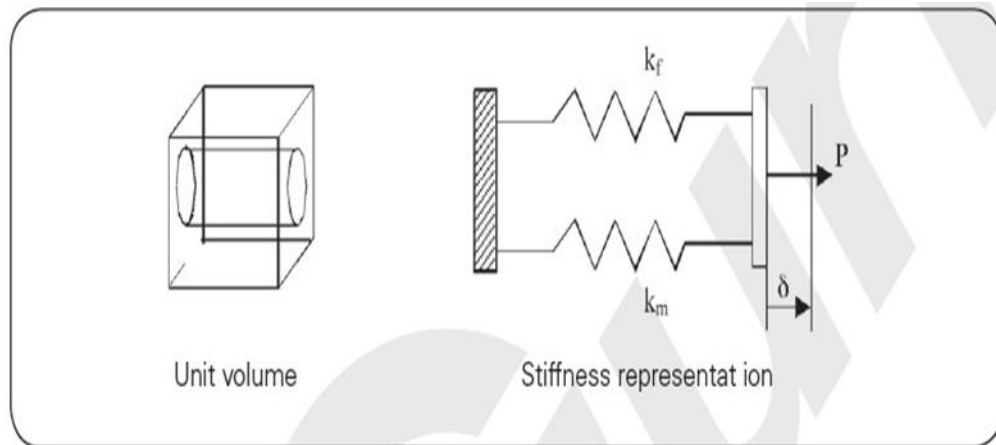
- $V_f$  = fraction volumique de fibres
- $V_m$  = fraction volumique de matrice
- $\rho_c$  = poids estimé du composite
- $\rho_f$  = masse volumique de la fibre
- $\rho_m$  = masse volumique de la matrice

Il s'agit de valeurs théoriques, en réalité la présence de vides fait que  $V_f + V_m \leq 1$ . Par exemple, le module d'élasticité en traction peut être estimé en se basant sur les modules respectifs de la fibre et de la matrice. Cette équation peut être modélisée par un système de ressorts associés en parallèle Figure (I-13).

$$E_c = E_f \cdot V_f + E_m \cdot V_m \quad (\text{I-2})$$

Avec:

- $E_c$  = module d'élasticité en traction estimé du composite
- $E_f$  = module d'élasticité en traction de la fibre
- $E_m$  = module d'élasticité en traction de la matrice
- $V_f$  = fraction volumique de fibres
- $V_m$  = fraction volumique de matrice



**Figure I.19: Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié**

# **Chapitre II**

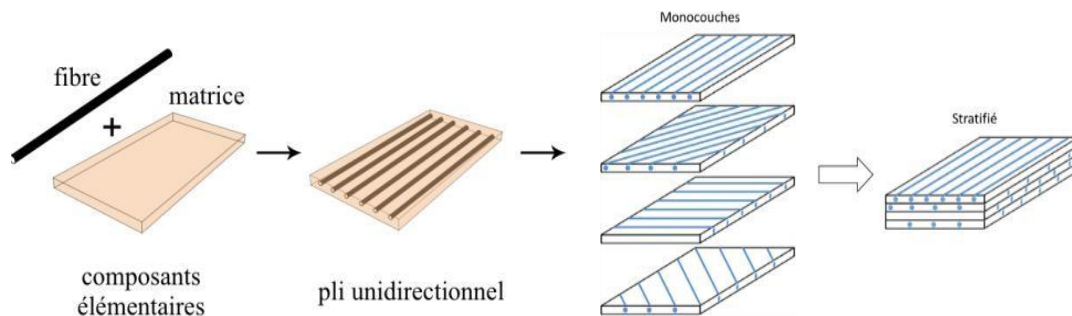
## **L'impact sur les matériaux composite stratifiés**

### II.1. Introduction

Lorsque l'énergie d'impact dépasse un certain seuil, le projectile peut percer la cible, provoquant ainsi une perforation. Cette forme de rupture, considérée comme macroscopique, peut engendrer des dégâts importants sur la structure. Elle se produit généralement lorsque la quantité de fibres cassées dans le stratifié franchit un niveau critique. Bien que ce mécanisme de défaillance soit principalement étudié dans le domaine de l'aéronautique, des travaux ont également porté sur les effets d'impacts à faible vitesse. Ces recherches ont montré que l'énergie requise pour initier la pénétration augmente significativement avec l'épaisseur du matériau 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 pli unidirectionnel (Figure II.1) [1].



**Figure II.1: Constituants d'un matériau composite [10].**

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 [11]:

- 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.

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

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)

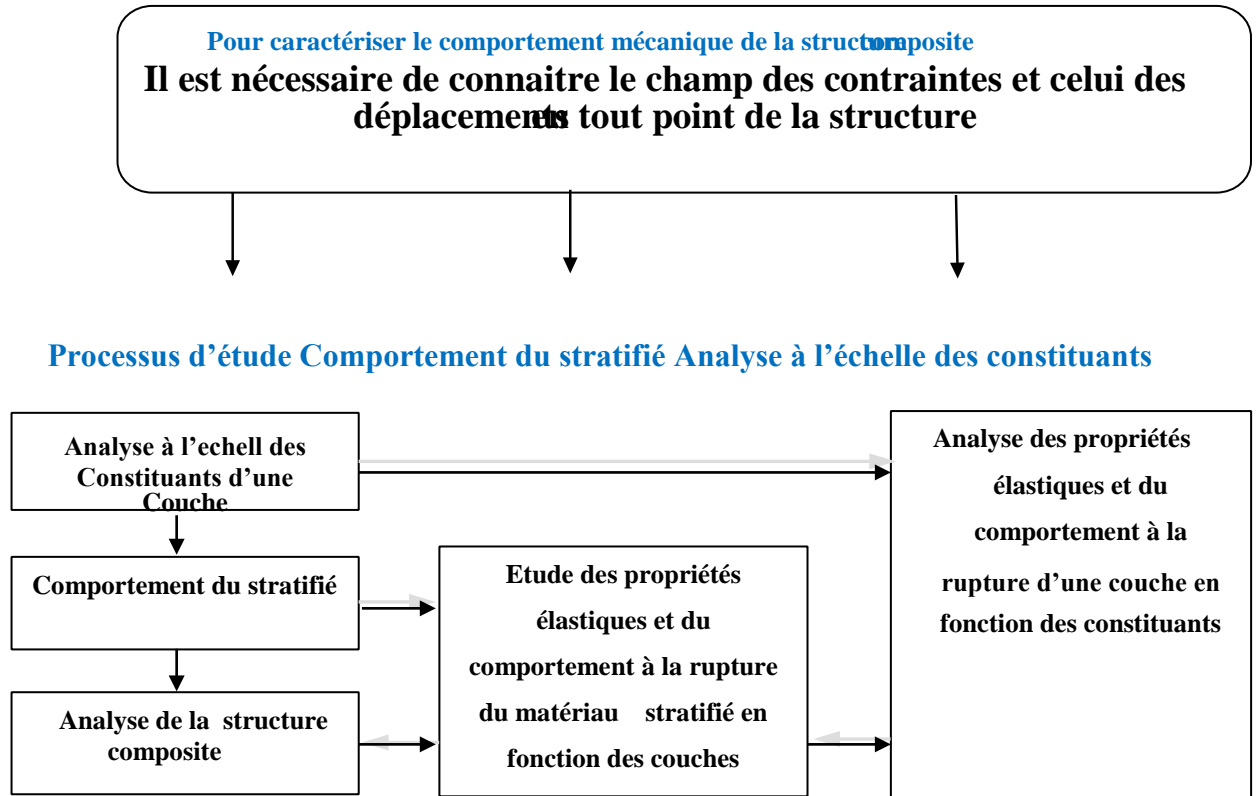


Figure II.2: schéma d'étude du comportement mécanique d'un composite stratifié[35].

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

Les modèles micromécaniques jouent un rôle essentiel, car ils cherchent généralement à établir la relation constitutive à l'aide d'expressions analytiques fermées, fondées sur la fraction volumique des constituants. La micromécanique vise ainsi à évaluer l'influence de la microstructure sur le comportement multi-physique des matériaux, en appliquant les principes de la mécanique des milieux continus à une échelle microscopique. Parmi les approches les plus répandues dans l'étude des composites, on retrouve les règles de mélange classiques ainsi que les méthodes de Voigt, Reuss et Hashin-Shtrikman. Ces modèles d'homogénéisation sont utilisées pour obtenir les propriétés matérielles efficaces en fonction de la fraction volumique [12].

### 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 [13]:

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

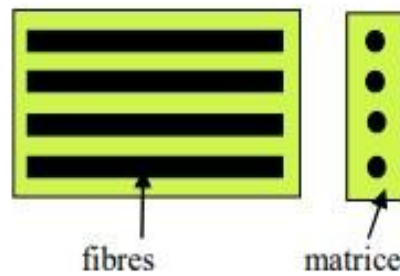


Figure II.3: Fibres et matrice composant les plis d'une stratifié [14].

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

$$1 = \frac{v_f}{v_c} + \frac{v_m}{v_c} \quad (\text{II.2})$$

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:

$$V_m = 1 - V_f \quad (\text{II.3})$$

#### 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 [13]:

$$m_c = m_f + m_m \quad (\text{II.4})$$

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

$$1 = \frac{m_f}{m_c} + \frac{m_m}{m_c} \quad (\text{II.5})$$

On pose:

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

---

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

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

Sachant que:

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

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

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

$$m_c = \rho_c v_c$$

$$\rho_c v_c = \rho_f v_f \text{ Avec}$$

$$m_m = \rho_m v_m$$

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

On divise 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:

$$M_f = \frac{m_f}{m_c} = \frac{\rho_f v_f}{\rho_c v_c} = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \text{ et } M_m = \frac{m_m}{m_c} = \frac{\rho_m v_m}{\rho_c v_c} = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m$$

$$\tag{II.9}$$

Finalement:

$$M_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \tag{II.10}$$

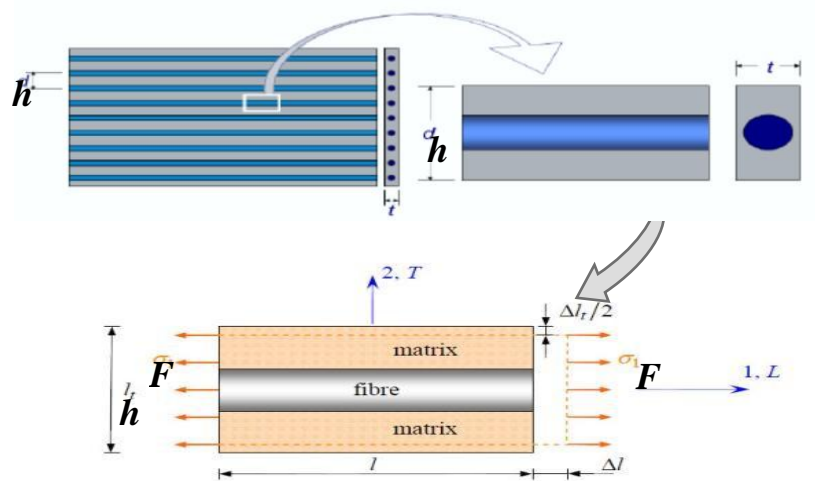
$$M_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m \tag{II.11}$$

### 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

Lorsqu'une force est appliquée aux extrémités d'une plaque composite hétérogène, comme illustré dans le schéma ci-dessous, on réalise un essai de traction. Le module d'Young longitudinal est alors déterminé à partir de cette traction longitudinale (voir figure II.4). Une hypothèse simplificatrice consiste à considérer que la déformation est uniforme et identique à la fois dans les fibres et dans la matrice. [1]:



**Figure II.4: Structure élémentaire d'un matériau composite unidirectionnel [9].**

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:  $\varepsilon_c = \frac{\Delta L}{L_0}$  (II.12)

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

$$\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m \quad (II.13)$$

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

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

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

La charge totale appliquée est:

$$F_c = F_f + F_m \quad (II.16)$$

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

Ce qui donne:

$$F_c = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m \quad (\text{II.17})$$

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:

$$\frac{F_c}{S} = \sigma_c \frac{S_f}{S} + \sigma_c \frac{S_m}{S} \quad (\text{II.18})$$

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

$$\sigma_c = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \quad (\text{II.19})$$

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

$$\sigma_c = E_L \varepsilon_c \quad (\text{II.20})$$

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

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

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].

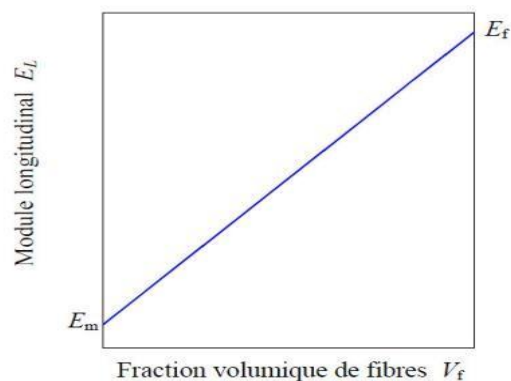


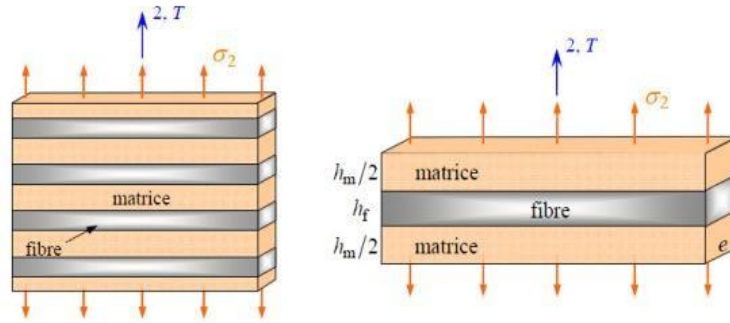
Figure II.5: Loi des mélanges pour le module d'Young longitudinal [14]

### II.4.2 Module d'Young transverse

Le module d'Young transverse est évalué lors d'un essai de traction appliqué perpendiculairement à l'orientation des fibres, c'est-à-dire selon la direction transverse. Une

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

expression approchée de ce module peut être obtenue à partir d'un modèle simplifié en deux dimensions. Dans ce cadre, on considère une tranche de matériau composite de certaine épaisseur comme une succession de couches alternées, représentant respectivement les propriétés de la matrice et des fibres (voir figure II.6). [1]:



**Figure II.6: Schématisation par couches d'un composite unidirectionnel [13].**

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:

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

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

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

Cette déformation est liée à la contrainte imposée sur la cellule, par le module

$$\text{transverse: } \varepsilon_c = E_T^{-1} \sigma_c \quad (II.27)$$

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

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

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

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 composites unidirectionnel: Module d'Young longitudinal  $E_L$ : loi des mélanges et Module d'Young transverse  $E_T$ . Nous pouvons à présent, aborder l'étude des contrainte et des déformations d'un stratifiée 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, les composites peuvent présenter plusieurs types de dommages, notamment la fissuration de la matrice, le délaminage et la rupture des fibres. Les différentes recherches menées dans ce domaine ont permis aux auteurs de proposer un scénario d'endommagement typique observé lors de l'impact. Grâce à la transparence des composites renforcés par des fibres de verre et à l'utilisation de caméras ultra-rapides, il a été possible de visualiser en temps réel la succession des dommages. Ainsi, ce paragraphe présente ces mécanismes dans l'ordre chronologique de leur apparition, en fonction de l'augmentation de l'énergie d'impact. Cette description repose principalement sur des observations effectuées sur des stratifiés à empilement croisé (avec des plis orientés à  $0^\circ$  et  $90^\circ$ ), qui favorisent une propagation marquée du délaminage. [18].

#### II.5.1. L'endommagement

Le premier type de dommage observé lors d'un impact transverse à faible énergie est l'endommagement de la matrice. Celui-ci se manifeste par l'apparition de fissures dans la matrice ainsi que par un décollement à l'interface entre les fibres et la matrice. Ce phénomène résulte des différences de propriétés mécaniques entre les renforts et le liant. Dans le cas des plis unidirectionnels, les fissures matricielles se développent généralement dans le plan du matériau, parallèlement à l'orientation des fibres. [16].

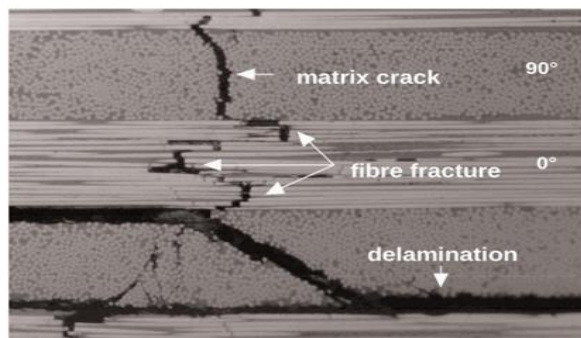


Figure II.7: Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnel carbone/époxy impacté [17].

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

Lors d'un impact, un cône d'endommagement peut se former sous l'impacteur. Les zones endommagées sont généralement concentrées près de la face impactée, puis s'étendent progressivement vers la face opposée (voir Figure II.8). La force de contact exercée par l'impacteur génère une zone localisée de fortes contraintes. Du côté non impacté, la déflexion globale de la plaque engendre des contraintes normales longitudinales liées à la flexion. Par ailleurs, dans la partie centrale du stratifié, des contraintes de cisaillement apparaissent, favorisant le développement de fissures transverses. [17].

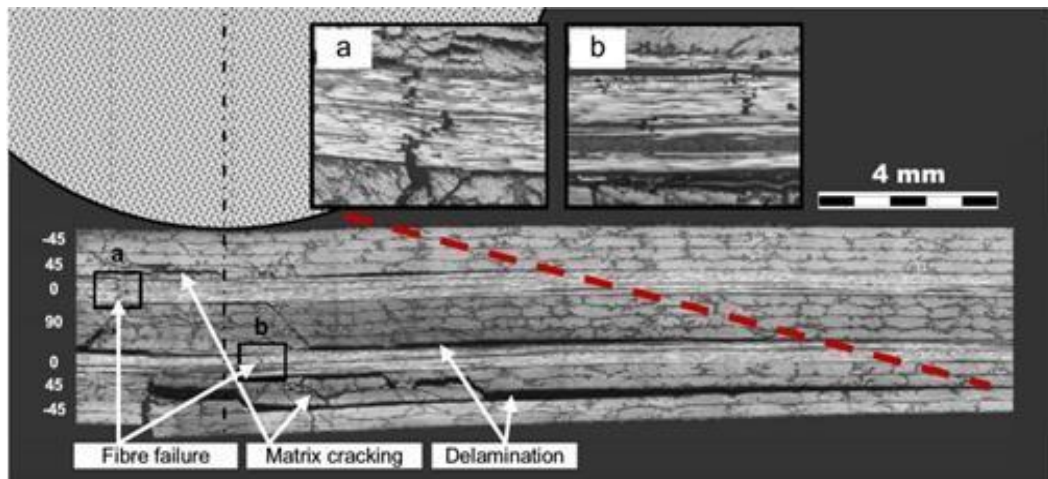


Figure II.8: Coupe micrographique d'un stratifié composite T700GC/M2 impacté [18].

### II.5.2. Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est le principal mode de défaillance de la matrice, pouvant entraîner d'autres dommages plus sévères. Elle se développe progressivement et dépend de l'architecture et de l'anisotropie du composite. Ce phénomène a été largement étudié sous chargements quasi statiques ou cycliques. La figure II.9 en présente un exemple sous traction.[19].

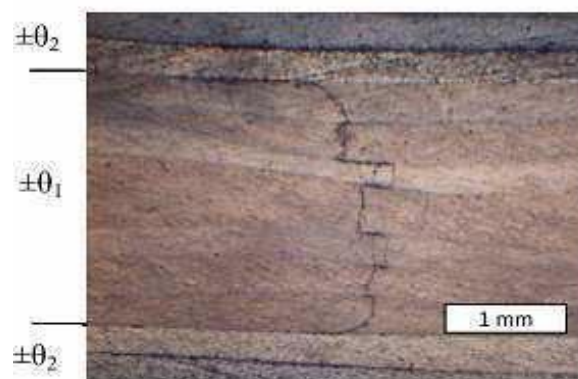


Figure II.9: Détail des fissures matricielles sur un bord libre [19].

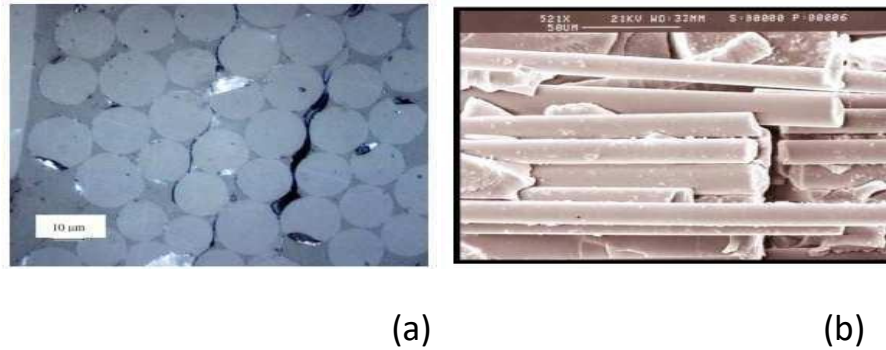
### II.5.3. Délaminage

Le délaminage correspond à une fissuration se produisant dans le plan riche en résine, situé entre deux plis ayant des orientations de fibres différentes. Lorsqu'une fissure matricielle atteint l'interface entre ces plis, elle est arrêtée par le changement d'orientation des fibres et se propage alors parallèlement à cette interface sous forme de délaminage. Cette propagation est favorisée par la flexion différenciée du pli concerné: il fléchit de manière concave dans le sens des fibres et convexe dans la direction transverse, générant ainsi d'importantes contraintes de cisaillement à l'interface. Plus l'écart d'orientation des fibres entre deux plis est important, plus la différence de rigidité en flexion est élevée, ce qui accentue la probabilité de délaminage à cette interface. Généralement, les délaminages sont limités par les fissures transverses des plis sous-jacents, sauf dans le cas où ils sont initiés par une fissuration verticale de la matrice dans le pli inférieur. Ce type d'endommagement apparaît à partir d'un certain niveau d'énergie, appelé seuil d'endommagement, qui diffère du seuil de force caractérisant la réponse globale du matériau. Il nécessite également la présence préalable de fissures matricielles. Les zones de délaminage adoptent souvent la forme de doubles ellipses, dont le grand axe est aligné selon la direction des fibres du pli inférieur situé à l'interface (voir figure II.10.a). Dans leurs travaux, Davies et Olsson ont présenté des études de fractographie sur les délaminages consécutifs à un impact, tandis que Srinivasan et ses collaborateurs ont mis en évidence que leur propagation est principalement gouvernée par le mode de cisaillement de l'interface. [18].

### 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 [20].



**Figure II.10: Exemples des différents mécanismes d'endommagements: a) délaminage, b) rupture des fibres [20]**

### 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 [21].

#### II.6.1.Énergie 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 [21] 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 [21].

### II.6.2. Vitesse d'impact

Lors d'un impact à basse vitesse, la plaque composite est principalement sollicitée en flexion, ce qui permet à la structure d'absorber une partie de l'énergie incidente sous forme élastique. La rupture débute ensuite par des endommagements localisés, tels que la fissuration de la matrice et la rupture des fibres sur la face opposée au point d'impact. En revanche, lors d'un impact à haute vitesse, les effets de structure deviennent négligeables: le temps de contact entre le projectile et la cible est si court que les ondes générées n'ont pas le temps d'atteindre les bords de la plaque. Ainsi, les modes de rupture sont dominés par une réponse purement locale du matériau [21].

Une classification des types d'impacts peut se faire selon les conditions expérimentales de génération de l'impact. En général, les impacts à basse vitesse correspondent à des vitesses allant jusqu'à 10 m/s. Toutefois, selon Abrate, cette limite peut s'étendre jusqu'à 100 m/s. D'autres auteurs, comme Liu et Malvern, préfèrent classer les impacts en fonction des types de dommages qu'ils provoquent dans le stratifié. Cette approche se justifie par l'importance des dommages dans l'évaluation de la tolérance aux impacts. Selon ce critère, les impacts à basse vitesse se caractérisent par l'apparition de fissures matricielles et de délaminages uniquement.[18].

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

Afin d'analyser l'influence de la forme du projectile sur l'endommagement par impact dans les structures composites, Mitrevski et al. ont mené une série d'essais en chute de poids en utilisant trois types d'impacteurs: hémisphérique, ogival et conique (voir figure II.11). Les résultats, illustrés par la figure II.12, montrent que l'impacteur hémisphérique génère une surface de délaminage plus étendue. À l'inverse, l'impacteur conique provoque surtout des ruptures localisées des fibres. L'étude conclut que le délaminage, majoritairement induit par la flexion de la plaque, augmente avec le rayon de l'impacteur. En revanche, un impacteur à petit rayon concentre davantage la charge, favorisant ainsi la rupture des fibres avant que la flexion globale de la plaque ne se produise. [21].

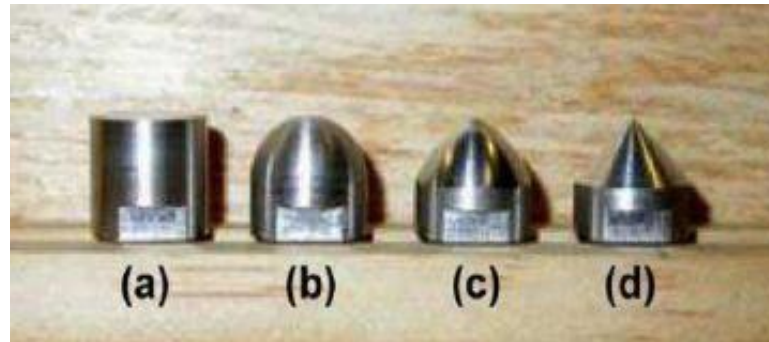
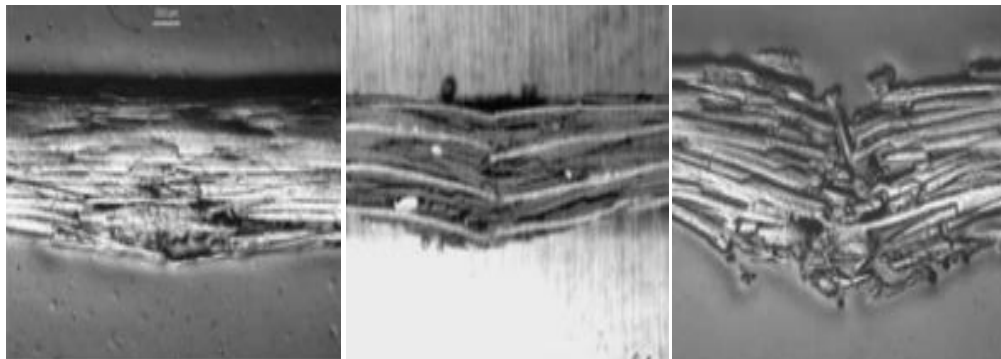


Figure II.11: Formes de l'impacteur: a) plan, b) sphérique, c) ogival, d) conique [22].



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

Figure II.12: Micrographies des coupes impactées par différentes formes d'impacteur[21].

### 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 [18].

L'intérêt croissant pour la compréhension et la modélisation de l'impact des paramètres de choc sur les dommages, ainsi que pour leur prédiction dans les structures composites, a donné lieu à une abondante littérature scientifique. Dans leur revue, Davies et Olsson distinguent deux grandes catégories de modèles: les modèles analytiques et les

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

---

modèles numériques, ces derniers étant principalement utilisés dans le cadre des simulations par éléments finis. Les modèles analytiques visent à représenter la réponse globale du matériau à un impact. En ce qui concerne les approches numériques, on différencie les modèles fondés sur la mécanique de l'endommagement continu et ceux dits « discrets », dans lesquels les dommages sont modélisés à l'aide d'éléments spécifiques connectant les volumes élémentaires de la structure. [18].

### 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 [23].

### II.8. Critères de rupture des unidirectionnels

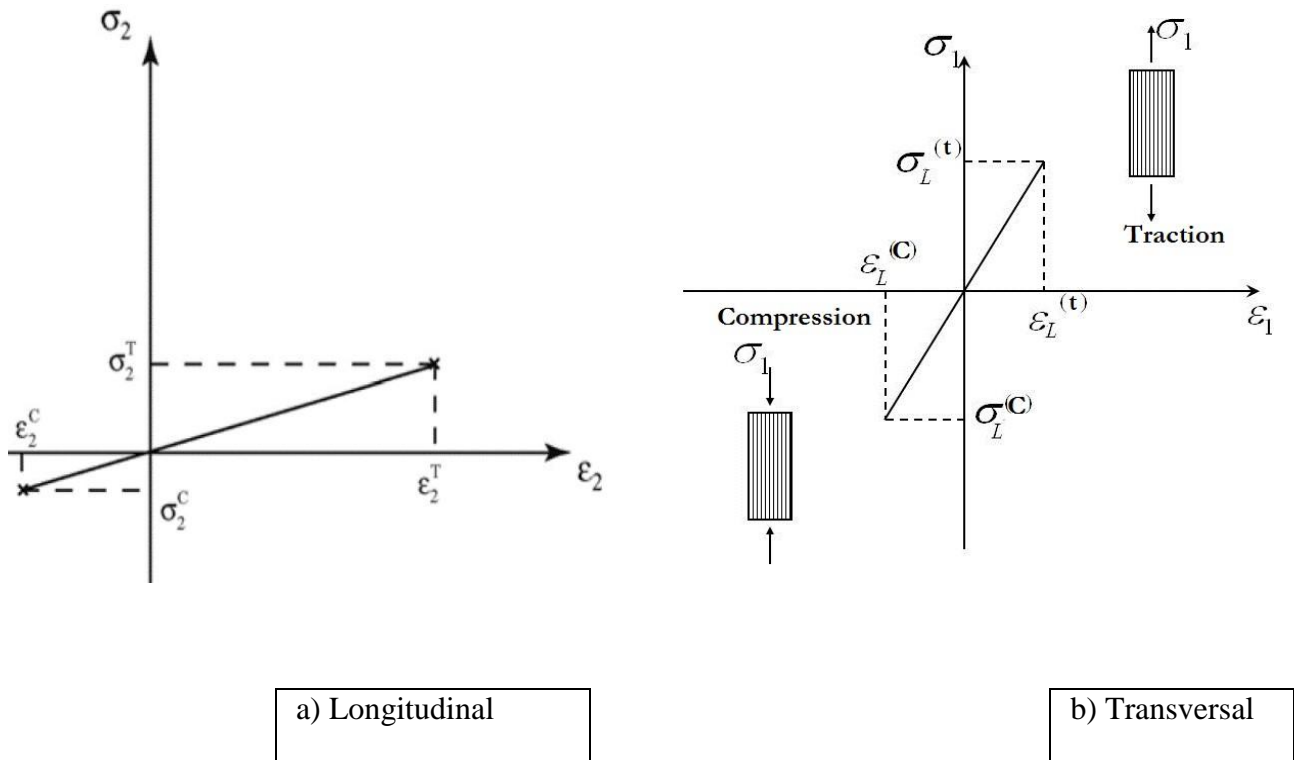
Les critères de rupture ont pour objectif de permettre au concepteur d'avoir une évaluation de la résistance mécanique des stratifiés. Cette résistance mécanique correspond à une dégradation irréversible, soit à la ruine du matériau, soit à la limite du domaine élastique. Les critères de rupture sont 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 [24].

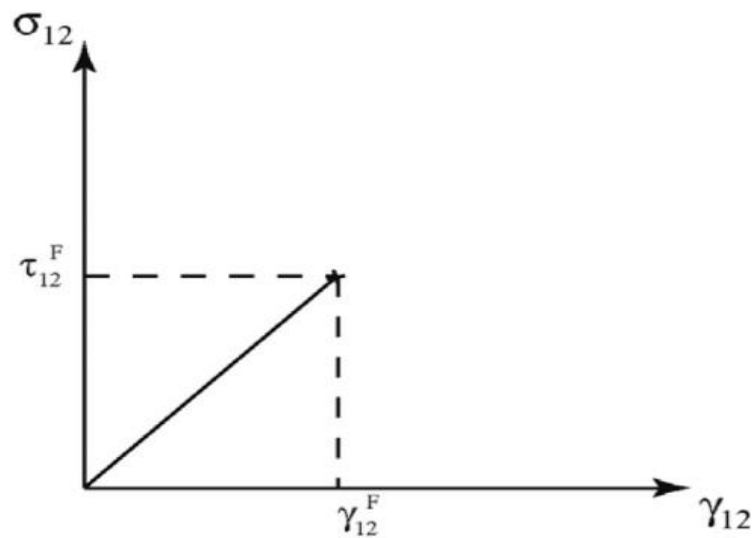
Pour le chargement uni axial longitudinal de la couche (figure I.13a), les relations élastiques sont:

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

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



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



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

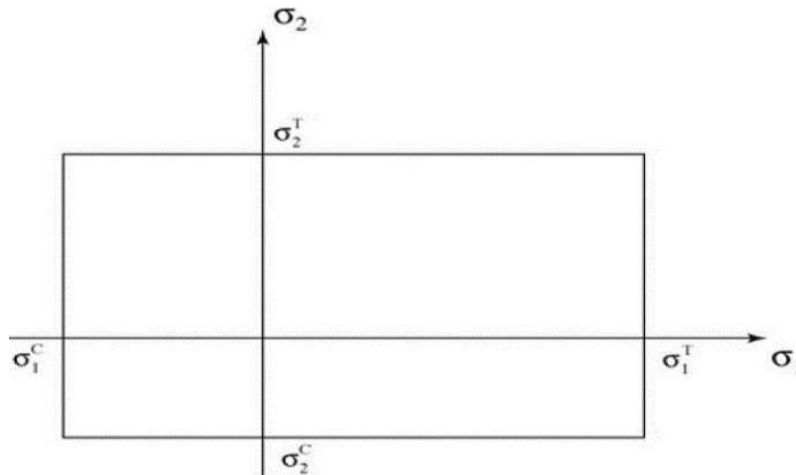
### II. 8.1. Critère en contraintes maximales

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]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_1 \leq \sigma_{1t} \\ \sigma_2 \leq \sigma_{2t} \\ \tau_{12} \leq \tau_{12R} \end{array} \right. \quad (II.30)$$

L'enveloppe de la rupture dans ce critère est clairement illustrée dans la figure II.15.

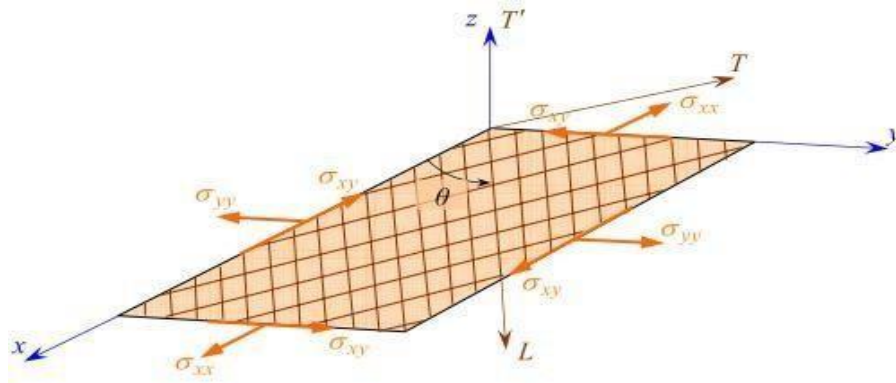
L'avantage de ce critère est qu'il est simple à utiliser, mais son inconvénient majeur est qu'il ne tient pas compte des interactions entre les composantes de contrainte. Le critère prédit des modes de défaillance spécifiques du fait que la contrainte dans chaque direction principale de matériau est 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]:

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



**Figure II.16: Couche rapportée à des axes de référence quelconques [8].**

### 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 [8]:

$$\text{Dans les axes principaux: } \left\{ \begin{array}{l} \varepsilon_{ic}^- < \varepsilon_i < \varepsilon_{it}^+ \end{array} \right. \quad (\text{II.32})$$

$$|\gamma_{12}| < \gamma_{12}$$

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:

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1^t}{E_1} = \frac{-\sigma_1}{E_1} - \nu_{12} \frac{\sigma_2}{E_1} \quad (\text{II.33})$$

$$\text{On simplifiant} \quad (\text{II.33})$$

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

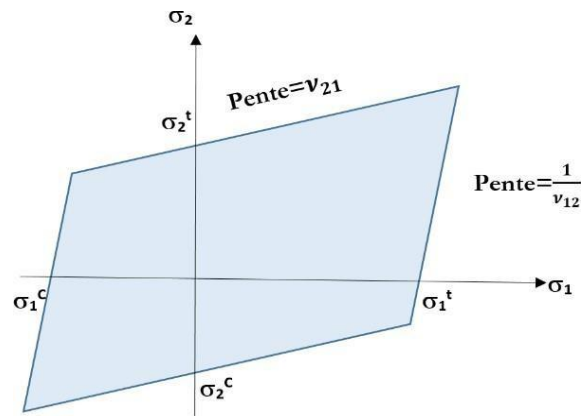
$$\nu_{12}$$

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

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

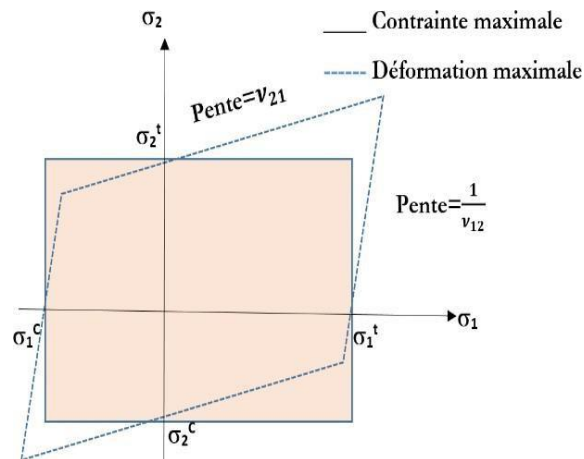
$$\text{On simplifiant (II.35) on aura: } \sigma_2 = \nu_{21} \sigma_1 + \sigma_2^t$$

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 [8]**

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 max [8].**

### 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.

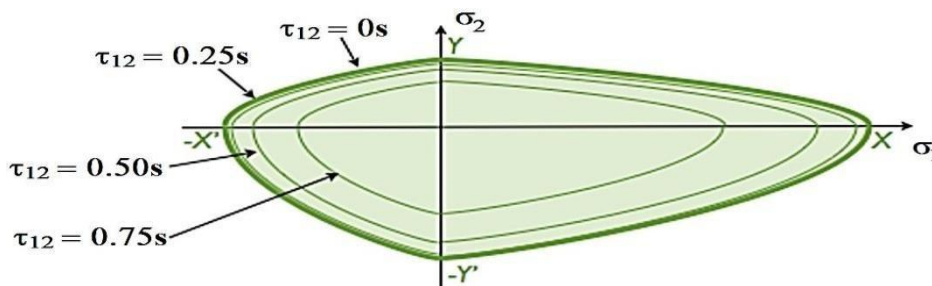
## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

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 [24].

### 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 [8]:

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



**Figure II.19: Enveloppe de rupture pour la théorie de rupture Tsai-Hill [8].**

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 [8]:

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

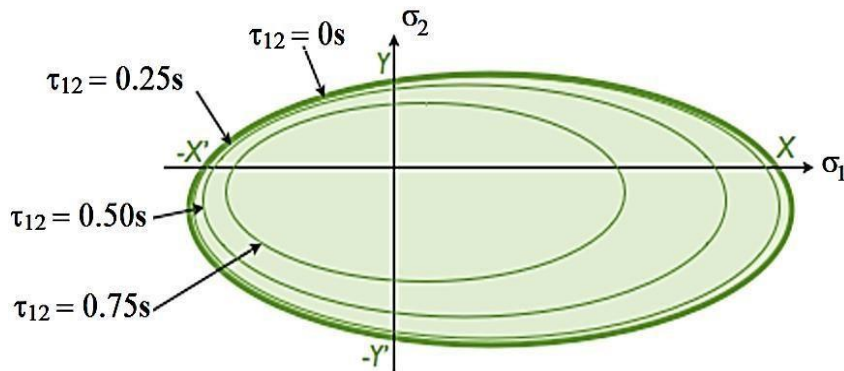
Où les coefficients  $F_{11}$ ,  $F_{22}$ ,  $F_{66}$ ,  $F_1$ ,  $F_2$ , et  $F_{12}$  sont donnés par: loi

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

$F_{12}$  est déterminé expérimentalement, mais Tsai-Hahn ont donné une expression pour calculer approximativement ce coefficient d'après la formulation suivante:

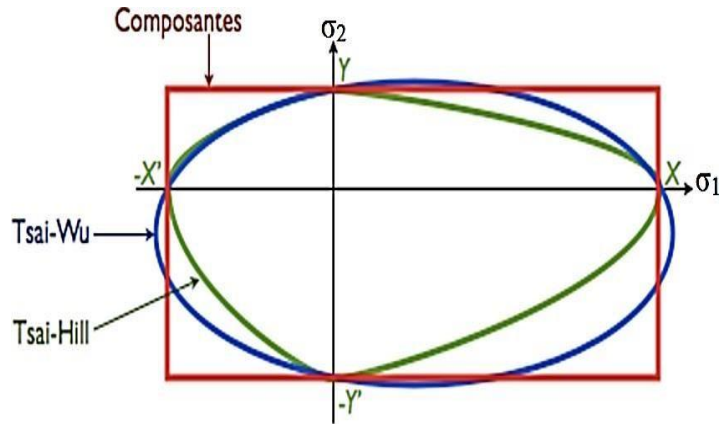
$$F_{12} \approx -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} \quad (\text{II.39})$$

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



**Figure II.20: Enveloppe de rupture elliptique, modèle Tsai-Wu [8].**

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.21: Comparaison entre les trois enveloppes de critère de rupture [8].**

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

Le critère de Hashin est un critère de rupture interactif qui prend en compte plusieurs composantes de contrainte pour évaluer les différents modes de défaillance [8]. Initialement développé pour les composites polymères unidirectionnels, il a ensuite été étendu à d'autres types de stratifiés ainsi qu'à des composites non polymères. Ce critère est généralement utilisé dans le cadre de la modélisation classique en deux dimensions des stratifiés. La dégradation d'un pli soumis à des contraintes  $y$  est interprétée comme représentative du comportement global d'un composite stratifié. Les indices de rupture définis dans ce critère correspondent aux différents modes de ruine des fibres et de la matrice, avec quatre modes de rupture distincts. Dans les modélisations tridimensionnelles, ce critère est adapté en utilisant les contraintes maximales pour évaluer la rupture selon la composante de contrainte normale transverse. Les modes de rupture pris en compte par le critère de Hashin sont présentés ci-après. [24]:

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  $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$

## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

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

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. XT, YT, ZT désigne les résistances à traction admissibles dans trois directions respectives du matériau. De même, XC, YC, ZC désigne les résistances à la compression admissible dans trois directions respectives du matériau. En outre, S12, S13 et S23 représentent les résistances de cisaillement admissible dans les directions principales respectives du matériau [24].

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

Le principal inconvénient de la mécanique de la rupture réside dans sa dépendance à la connaissance préalable de la forme et de la position de la fissure ; elle ne permet de prédire que la propagation, sans pouvoir anticiper l'amorçage. En réponse à ces limites, les modèles de zones cohésives ont été développés comme une alternative fondée sur la mécanique de l'endommagement. Cette approche repose sur la combinaison d'un critère en contrainte pour prévoir l'initiation de la fissure, et d'un critère énergétique pour modéliser sa propagation. Le principe de ces modèles consiste à définir une relation entre le saut de déplacement de deux nœuds initialement superposés et les efforts cohésifs qui leur sont associés, selon une loi dite adoucissante. La zone située en avant de la fissure est appelée « zone de processus »

L'introduction des efforts cohésifs dans cette zone permet de contourner les problèmes de singularités inhérents à la mécanique linéaire de la rupture. Diverses formes de lois adoucissantes sont proposées dans la littérature, telles que les lois trapézoïdale, exponentielle, polynomiale, linéaire et linéaire par morceaux. Toutefois, pour une propagation stable et rectiligne, la forme de la loi influence peu le comportement, car c'est principalement l'aire

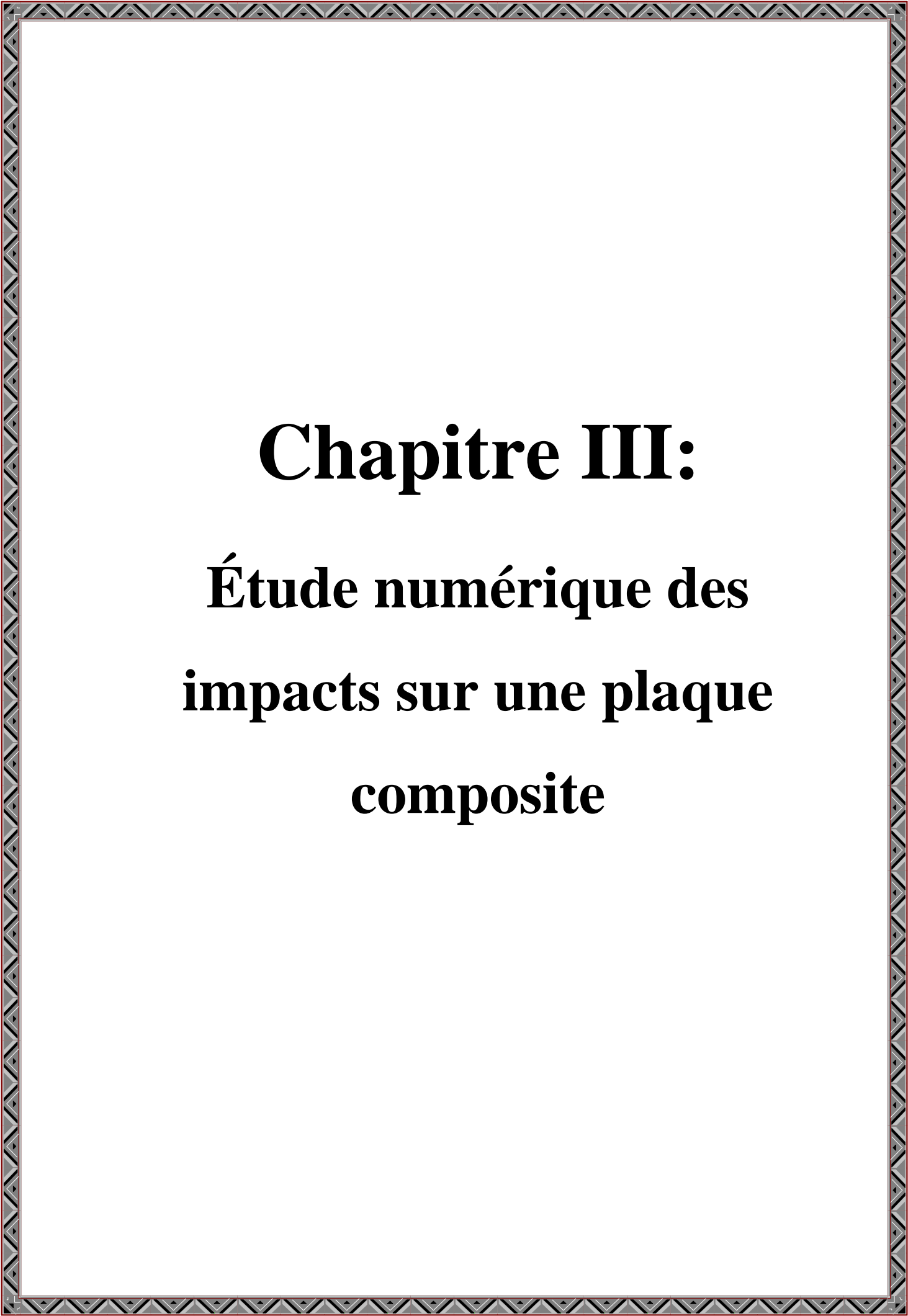
## Chapitre II: L'impact sur les matériaux composite stratifiés

---

sous la courbe — représentant la ténacité  $G_c G_c$  — qui le gouverne. Selon Alfano, la loi trapézoïdale offre les performances numériques les plus faibles en termes de stabilité et de convergence, tandis que la loi exponentielle donne les résultats les plus précis en éléments finis. La loi linéaire par morceaux, quant à elle, constitue un bon compromis entre précision et coût de calcul.[23].

### 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:**

## **Étude numérique des impacts sur une plaque composite**

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

## III.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons une étude numérique réalisée avec Abaqus/Explicit, visant à analyser l'impact d'un projectile rigide sur une plaque composite multicouche. L'objectif principal est d'évaluer l'influence de la vitesse d'impact ainsi que de la séquence de plis sur la réponse mécanique et l'énergie absorbée par la plaque. Plusieurs configurations de stratification et de vitesses ont été simulées afin de déterminer la vitesse résiduelle, le profil de déformation et les mécanismes de défaillance à travers les couches [25].

## III.2 Description du modèle numérique

### III.2.1 Géométrie du modèle

Le système simulé est constitué de deux entités:

- Plaque composite: solide de type Déformable Shell (3D), de dimensions  $0.1 \text{ m} \times 0.1 \text{ m}$ , et une épaisseur totale de  $0.002 \text{ m}$  (10 couches de  $0.0002 \text{ m}$  chacune).
- Projectile: sphère de type Discrete Rigid Shell, obtenue par révolution, de diamètre  $0.01 \text{ m}$ .

#### III.2.1.1 Étapes de la modélisation sous Abaqus/CAE

##### a) Création des géométries

Définition de la plaque composite (shell déformable) et du projectile rigide (discrete rigid body).

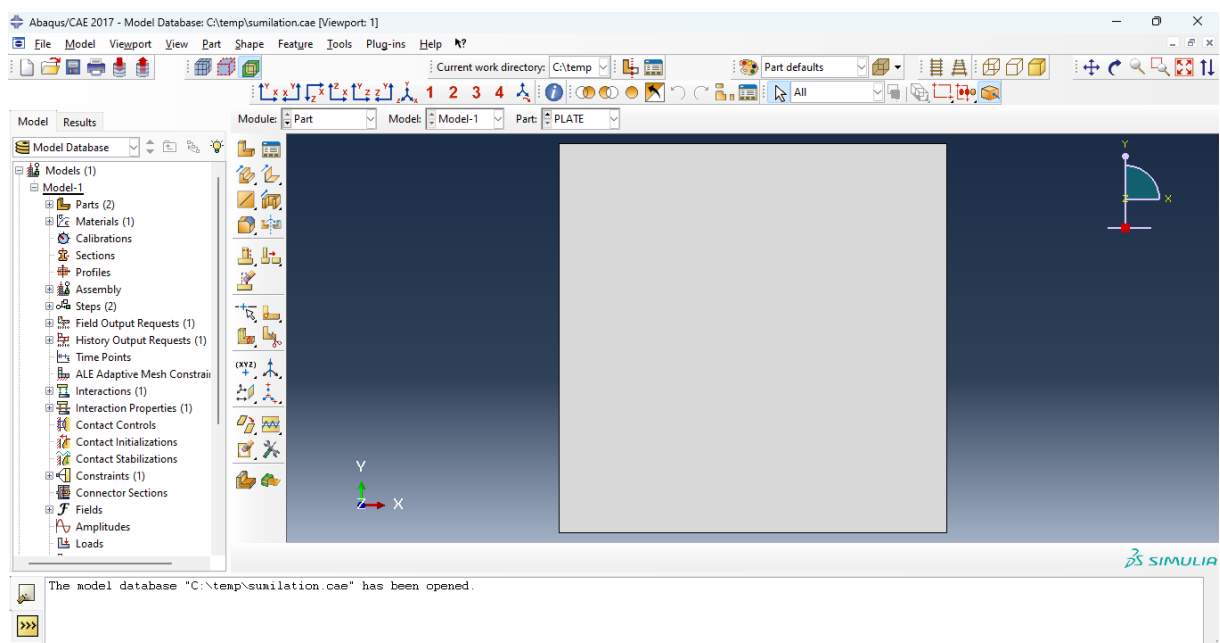


Figure III.1: part 1 ( plate)

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

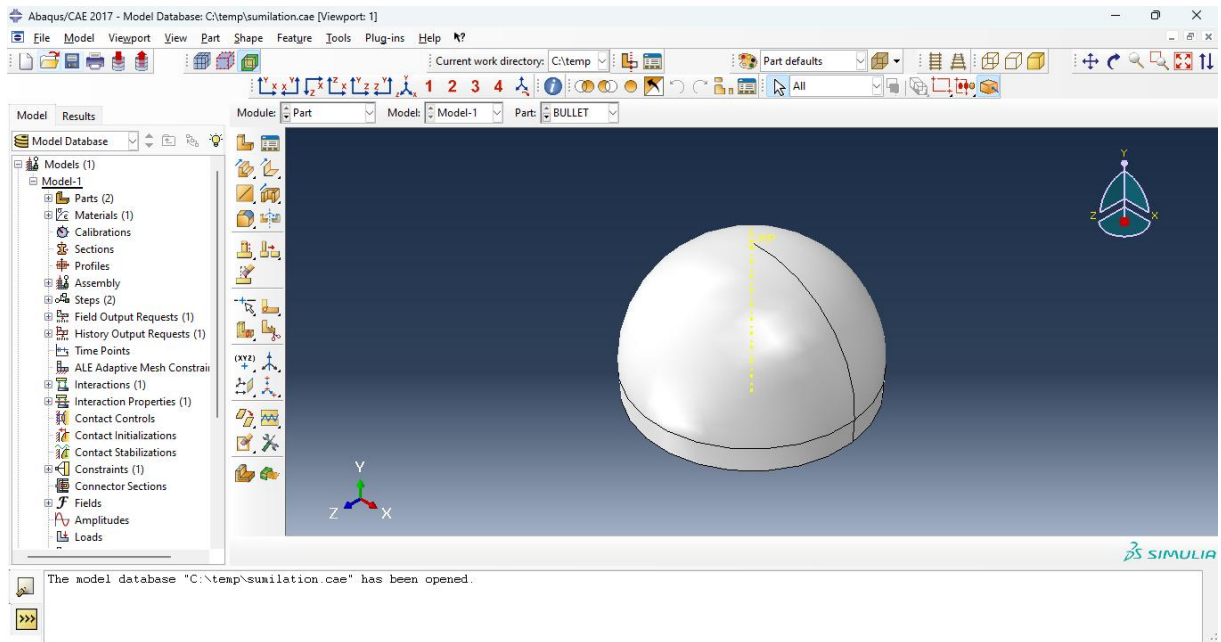


Figure III.2: part 2 ( bullet)

## b) Définition des matériaux et layup

Création du matériau composite avec les constantes orthotropes. Application du layup composite avec les différentes orientations de plis.

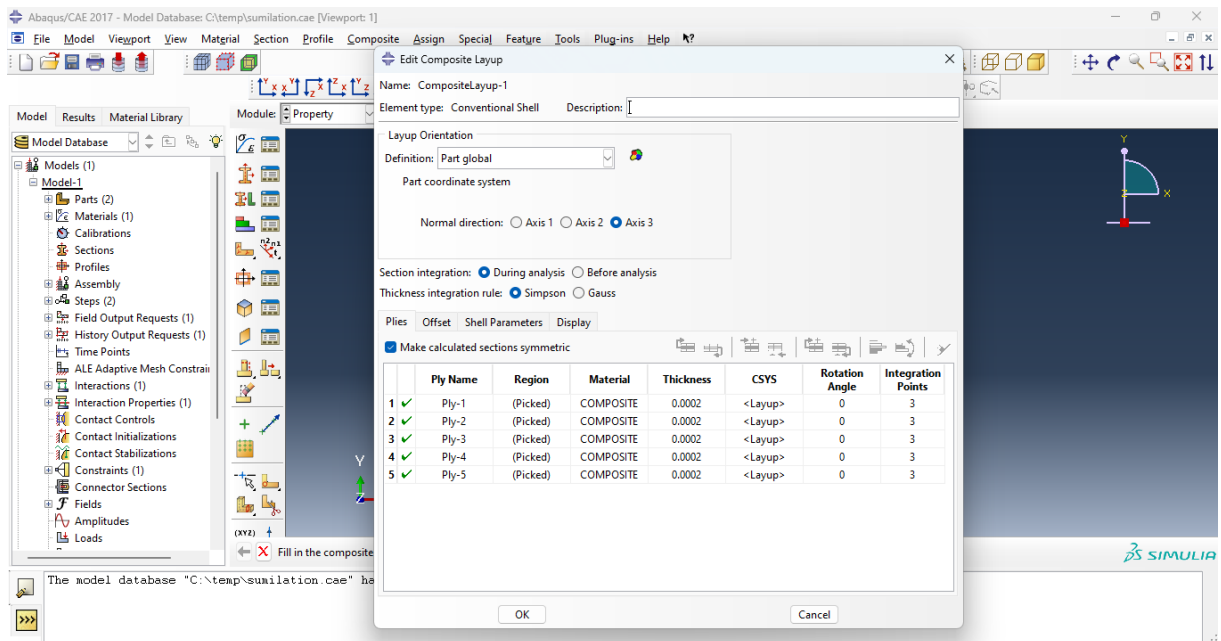


Figure III.3: propriété ( composite layup )

## c) Assemblage du modèle

Insertion des deux entités (plaque + projectile) dans l'assembly. Positionnement du projectile au-dessus du centre de la plaque.

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

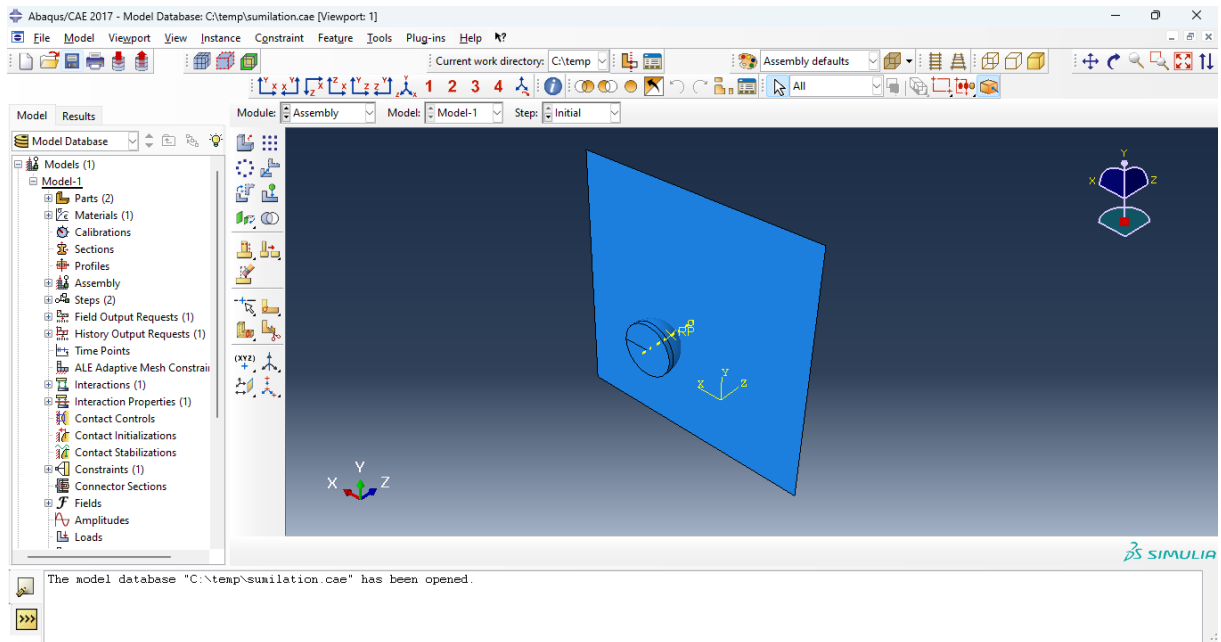


Figure III.4: assemblage

## d) Définition de l'analyse

Choix de la procédure 'Dynamic Explicit'. Réglage du temps total et des sorties souhaitées

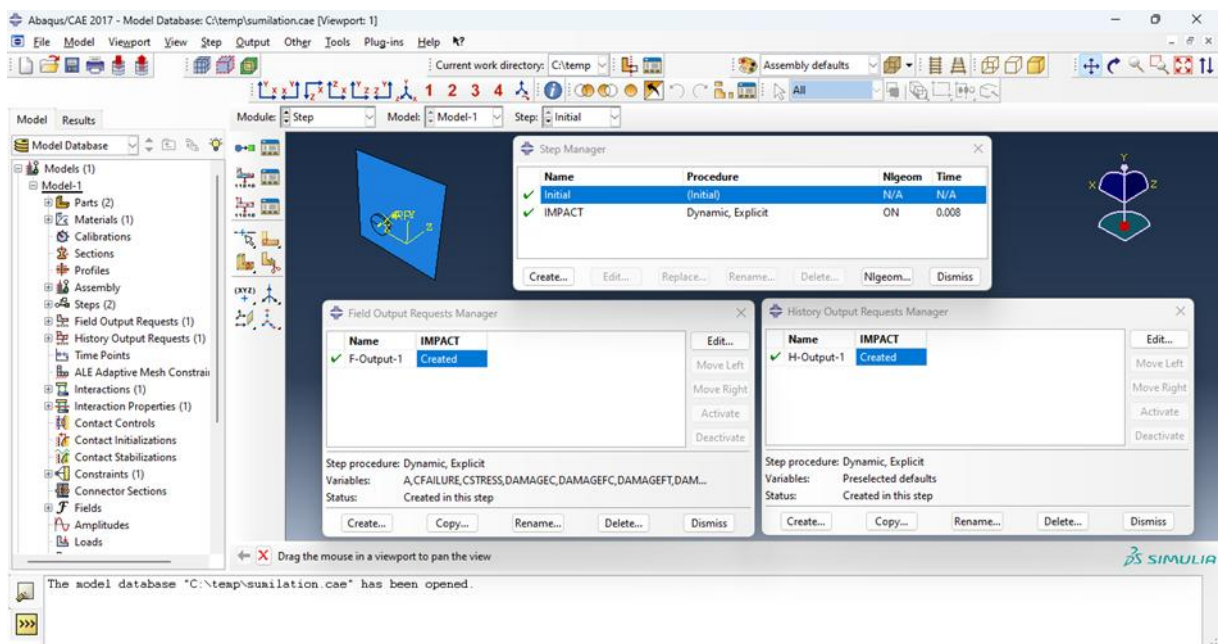


Figure III.5: step avec les paramètres utilisés

## e) Contact entre le projectile et la plaque

Définition de 'General Contact' avec option de friction.

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

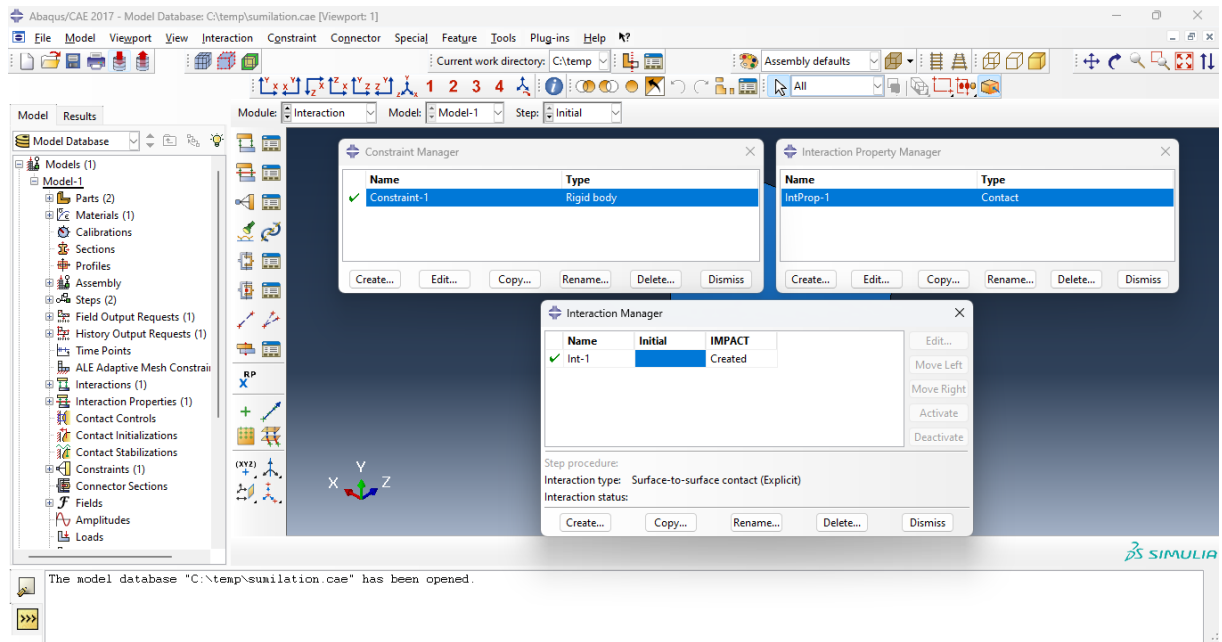


Figure III.6: interaction

## f) Load – Conditions aux limites et vitesses initiales

Encastrement des bords de la plaque. Assignment d'une vitesse initiale au projectile.

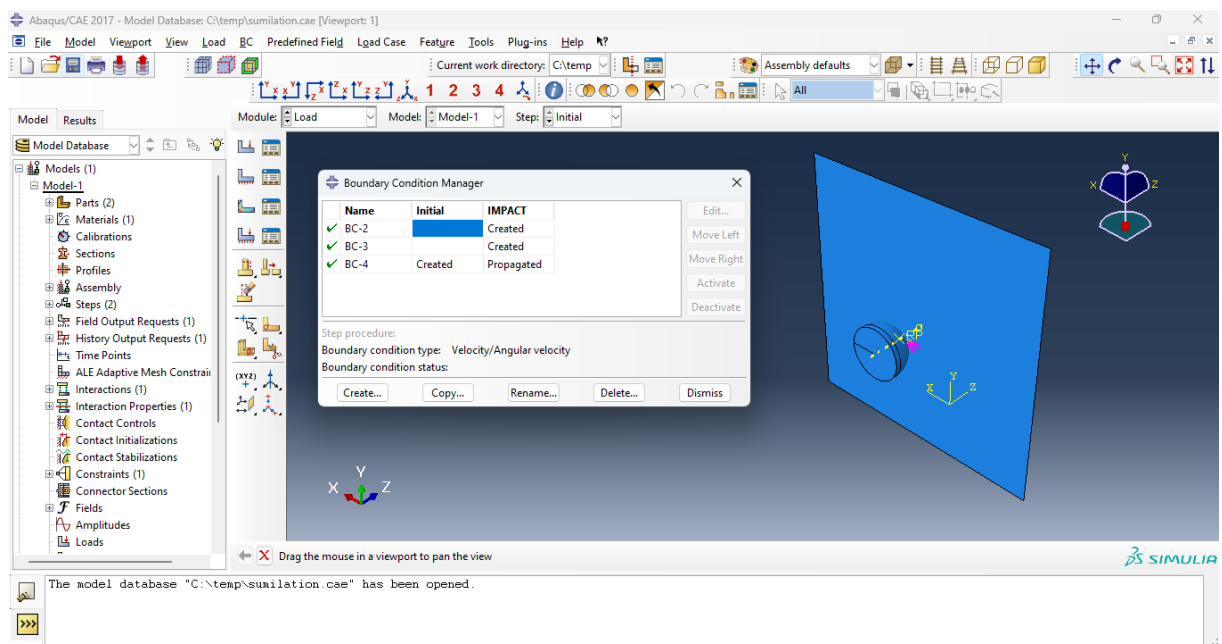


Figure III.7: load avec les conditions visibles

## g) Mesh – Maillage des entités

Raffinement local autour du point d'impact. Utilisation d'éléments shell compatibles composite.

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

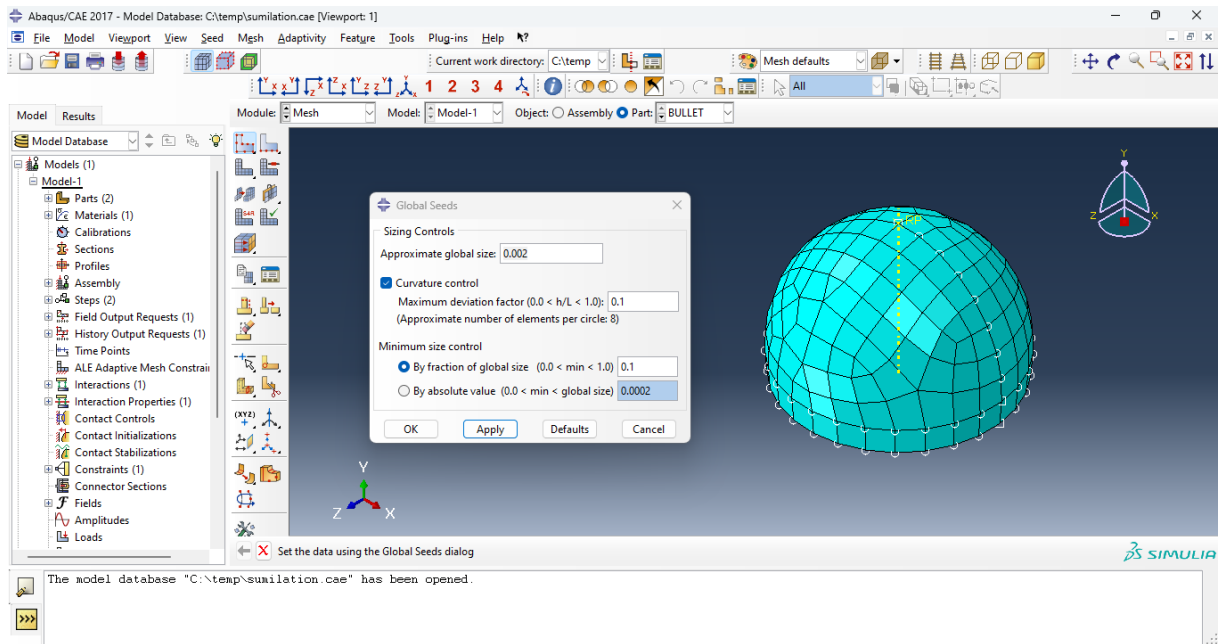


Figure III.8: bullet maillage

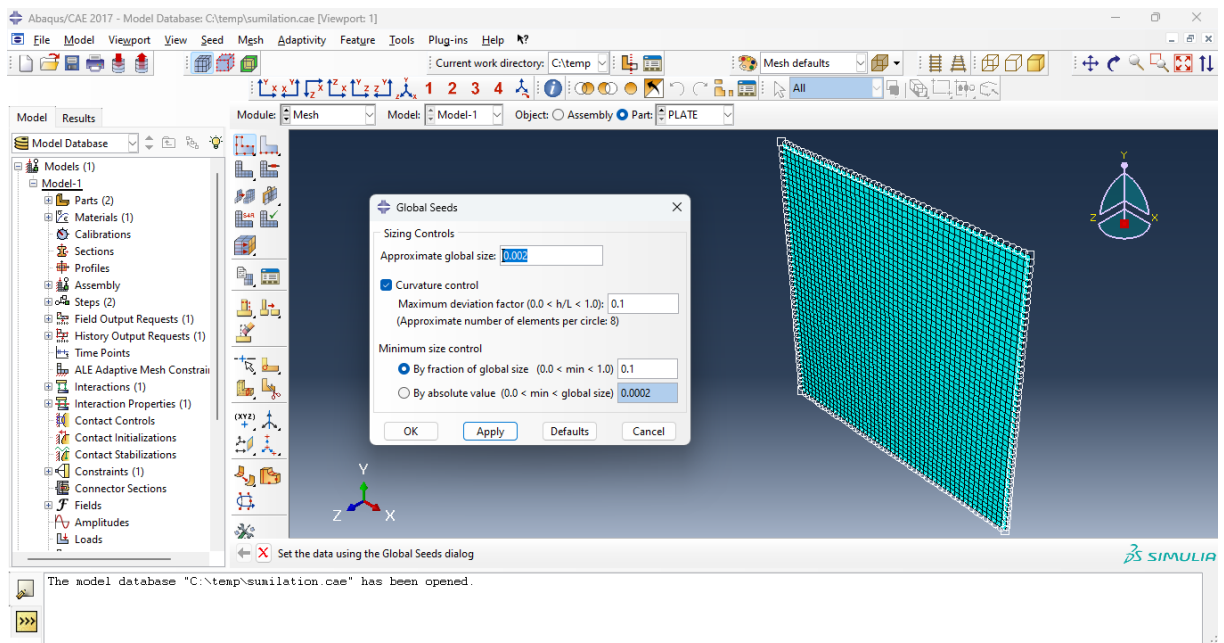


Figure III.9: plate maillage

## h) Job – Lancement de la simulation

Création et soumission du job. Vérification de l'absence d'erreurs.

# Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

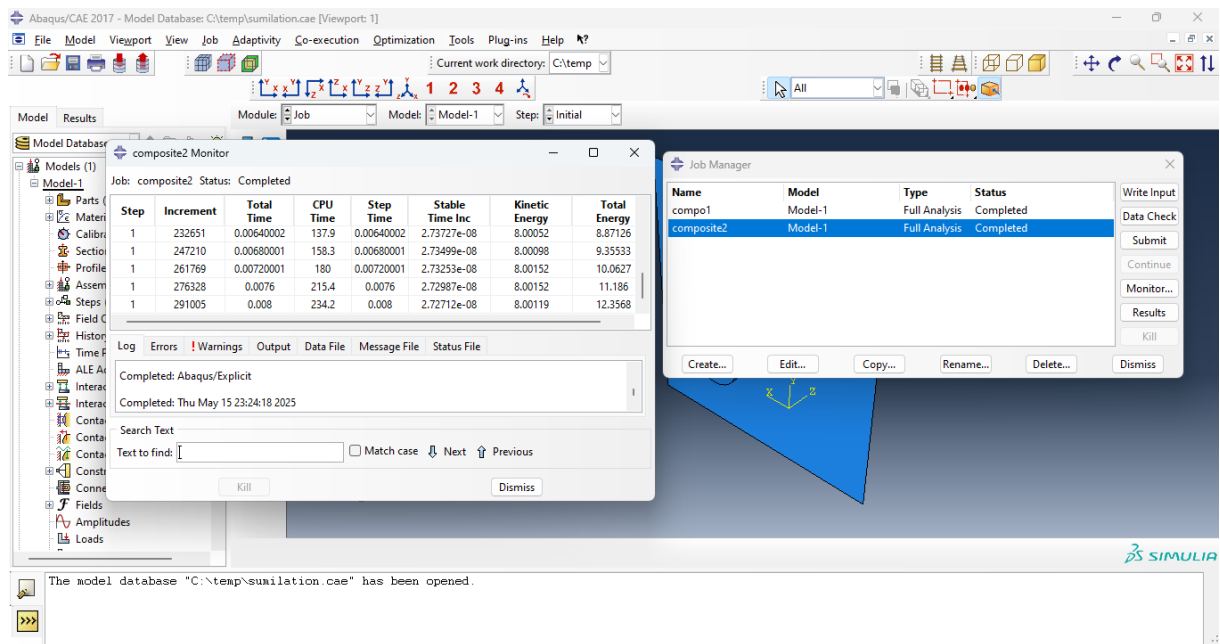


Figure III.10: job manager

## III.2.2 Configuration des couches

Cinq configurations d'empilement ont été étudiées:

1.  $[0^\circ]_{10}$
2.  $[90^\circ]_{10}$
3.  $[0^\circ/90^\circ]_5$
4.  $[45^\circ/-45^\circ]_5$
5.  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_5$

## III.3 Conditions de chargement

### III.3.1 Vitesses d'impact

Pour chaque configuration de couches, l'impact est simulé à trois vitesses différentes:

- $V = 2$  m/s (basse énergie)
- $V = 5$  m/s (énergie intermédiaire)
- $V = 8$  m/s (haute énergie)

### III.3.2 Objectif paramétrique

Ainsi, 15 cas de simulation sont effectués: 5 orientations  $\times$  3 vitesses, afin d'observer:

- L'initiation et la propagation de l'endommagement.
- Le comportement structural selon la direction des fibres.
- La profondeur de pénétration et la dissipation d'énergie.

### **III.4 Maillage et conditions aux limites**

#### **III.4.1 Maillage**

Le maillage a été généré avec une taille typique de 0.3 mm, avec un raffinement dans la zone centrale de l'impact. Les éléments utilisés sont adaptés aux couches composites (SHELL avec composite layup).

#### **III.4.2 Conditions aux limites et contact**

- La plaque est encadrée sur tous les bords.
- Le contact entre le projectile rigide et la plaque est défini comme General Contact avec option de friction si nécessaire.

### **III.5 Critère de dommage – Modèle de Hashin**

Le critère de Hashin est appliqué pour chaque pli de la plaque, permettant de distinguer les types suivants de dommages:

- Rupture des fibres (traction/compression)
- Rupture de la matrice (traction/compression)

Ce modèle permet une évaluation précise de la réponse mécanique des composites orientés différemment, notamment sous des vitesses d'impact variables.

### **III.6 Méthode numérique**

La simulation repose sur le solveur Abaqus/Explicit, bien adapté aux événements courts et dynamiques. Le pas de temps est automatiquement déterminé pour garantir la stabilité (CFL condition).

### **III.7 Visualisation et post-traitement**

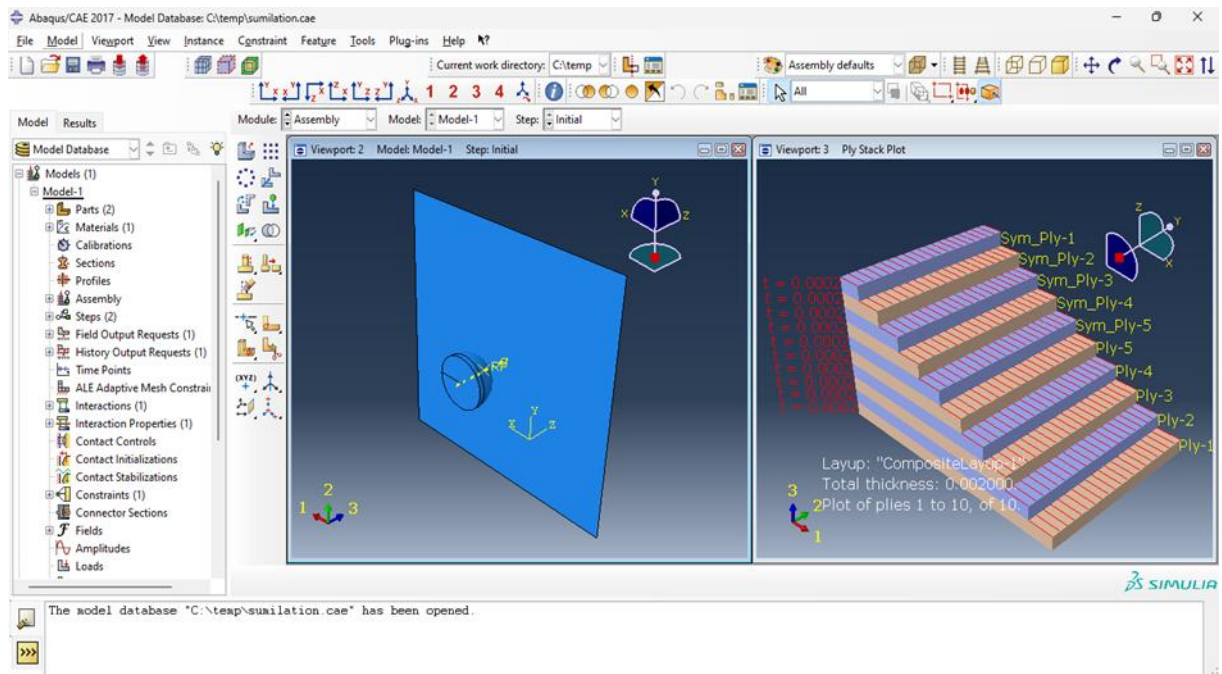
Les résultats sont analysés selon plusieurs critères:

- Niveaux de dommage (via SDEG)
- Déplacement maximal et déformation plastique
- Énergie interne absorbée
- Comparaison des comportements entre les différentes orientations et vitesses

L'étude des impacts balistiques sur les matériaux composites est un domaine d'importance croissante, particulièrement dans les secteurs de l'aéronautique, de l'automobile et de la défense. Les matériaux composites offrent une combinaison optimale de légèreté et de

## Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

résistance mécanique, mais leur comportement sous impact reste complexe en raison de leur structure multicouche anisotrope. La simulation numérique constitue un outil indispensable pour étudier ces comportements et prédire les dommages sans recourir à des essais physiques coûteux.



**Figure III.11: Géométrie du modèle**

Chaque configuration d'orientation est choisie pour étudier l'effet directionnel des fibres sur la propagation de l'onde de choc et sur l'endommagement localisé. Les orientations  $[0^\circ]$  et  $[90^\circ]$  permettent de comparer les effets longitudinaux et transversaux, tandis que les combinaisons symétriques telles que  $[0^\circ/90^\circ]$  et  $[45^\circ/-45^\circ]$  introduisent des phénomènes de cisaillement.

La dernière configuration  $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ]_3+[0^\circ]$  est utilisée pour évaluer un empilement quasi-isotrope plus réaliste.

**Tableau III.1: Propriétés du matériau composite**

Propriété	Valeur	Unité	Remarques
Masse volumique	160	kg/m <sup>3</sup>	
Type élastique	Engineering Constants	-	
Module de Young	1,500,000,000,000	Pa (1.5 GPa)	Direction des fibres

## Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

$E_1$			
Module de Young $E_2$	9,000,000,000	Pa (9 GPa)	Direction transverse
Module de Young $E_3$	9,000,000,000	Pa (9 GPa)	Troisième direction
Coefficient de Poisson $\nu_{12}$	0.34	-	
Coefficient de Poisson $\nu_{13}$	0.34	-	
Coefficient de Poisson $\nu_{23}$	0.4	-	
Module de cisaillement $G_{12}$	5,000,000,000	Pa (5 GPa)	
Module de cisaillement $G_{13}$	5,000,000,000	Pa (5 GPa)	
Module de cisaillement $G_{23}$	5,000,000,000	Pa (5 GPa)	
Seuil d'endommagement (Normal)	60,000,000	Pa (60 MPa)	Contraintes nominales en mode normal
Seuil d'endommagement (Dir.1)	1,800,000,000	Pa (1.8 GPa)	Contraintes nominales première direction
Seuil d'endommagement (Dir.2)	1,800,000,000	Pa (1.8 GPa)	Contraintes nominales deuxième direction
Type d'évolution de dommage	Basé sur l'énergie	-	Comportement mixte (BK)
Rapport de mélange	Énergie	-	

## Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

des modes			
Puissance	1	-	
Énergie de rupture (Mode Normal)	0.3	J/m <sup>2</sup>	
Énergie de rupture (Cisaillement Dir.1)	0.3	J/m <sup>2</sup>	
Énergie de rupture (Cisaillement Dir.2)	0.8	J/m <sup>2</sup>	

Exemple de propriétés à insérer:

- Densité (kg/m<sup>3</sup>)
- Module d'élasticité (E1, E2, G12,  $\nu_{12}$ )
- Contraintes de rupture en traction/compression (fibre et matrice)
  - Valeurs maximales de dommage (Hashin)

Le choix d'Abaqus/Explicit repose sur sa capacité à résoudre des problèmes dynamiques rapides. Le pas de temps critique est déterminé automatiquement en fonction de la taille des éléments finis. Une attention particulière a été portée à la qualité du maillage dans la zone d'impact pour éviter l'instabilité numérique.

Pour chaque combinaison (orientation + vitesse), une simulation complète a été réalisée. La réponse de la plaque a été évaluée en termes de:

- Déplacement maximal au point d'impact
- Dommage cumulé dans les plis (via le paramètre SDEG)
  - Énergie absorbée par le matériau

## Chapitre III: Étude numérique des impacts sur une plaque composite

Ces données permettent de comparer la performance balistique de chaque configuration.

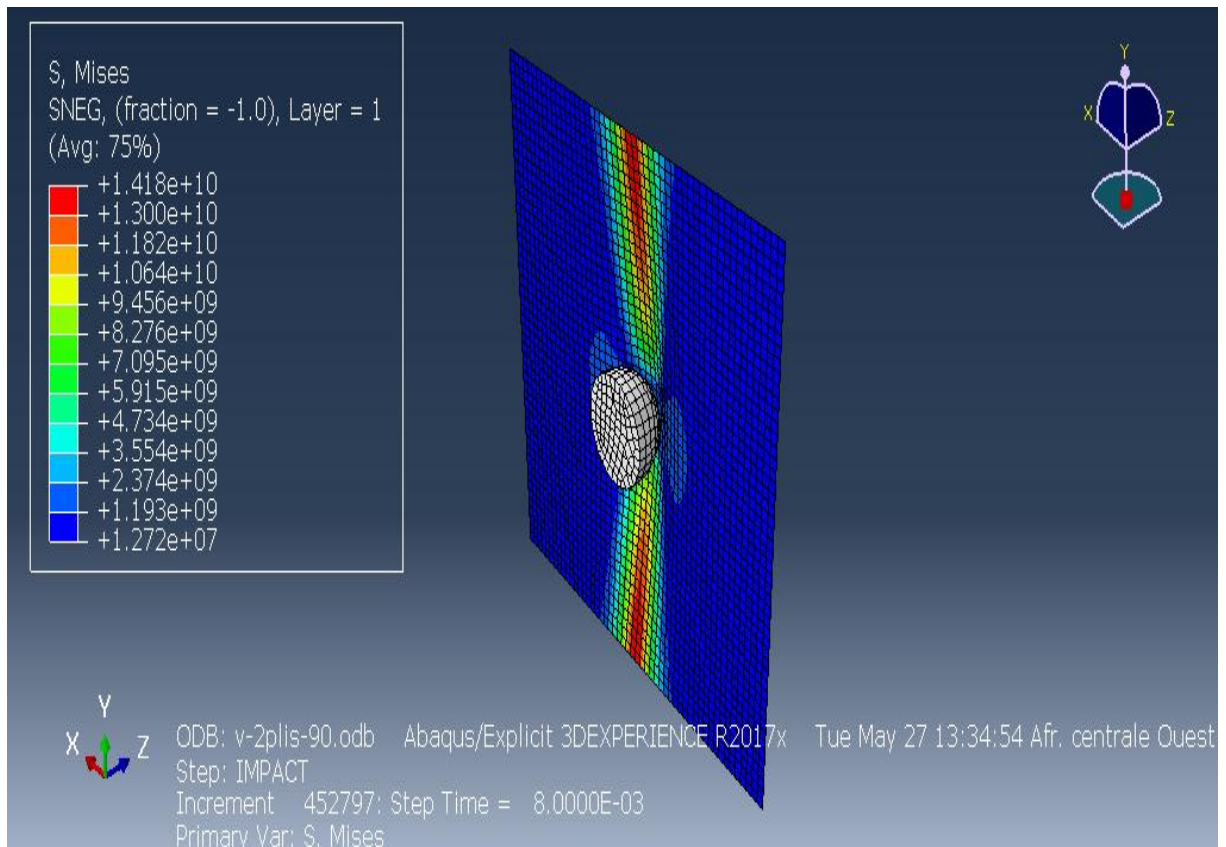


Figure III.12: Déformation pour  $V = 2$  m/s .

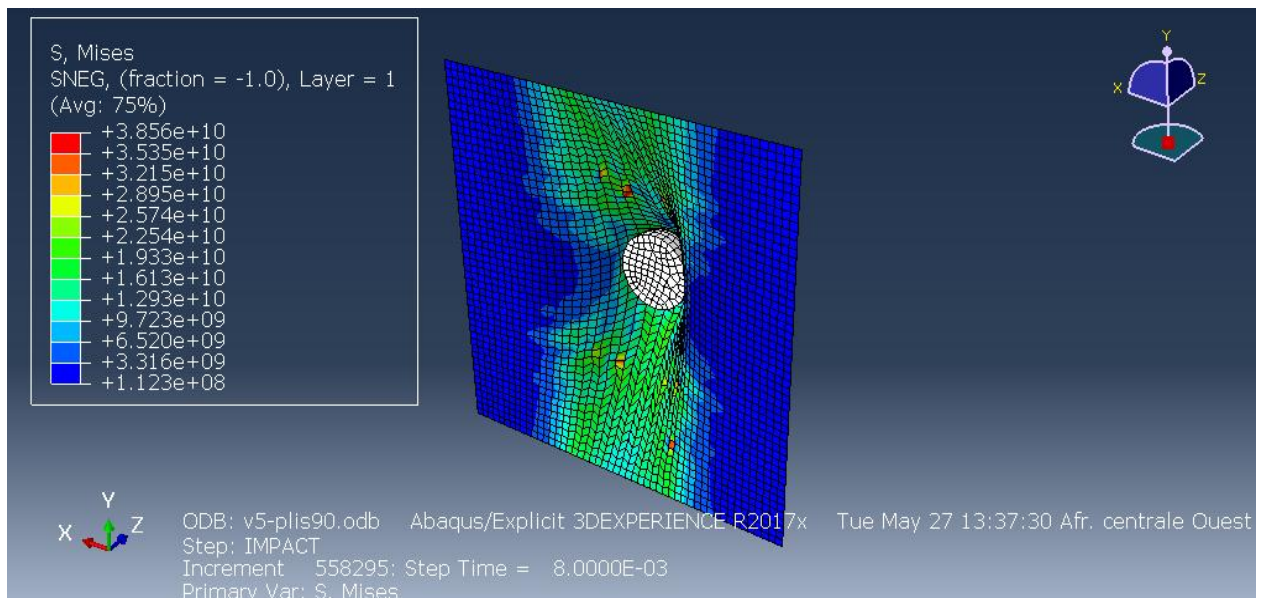
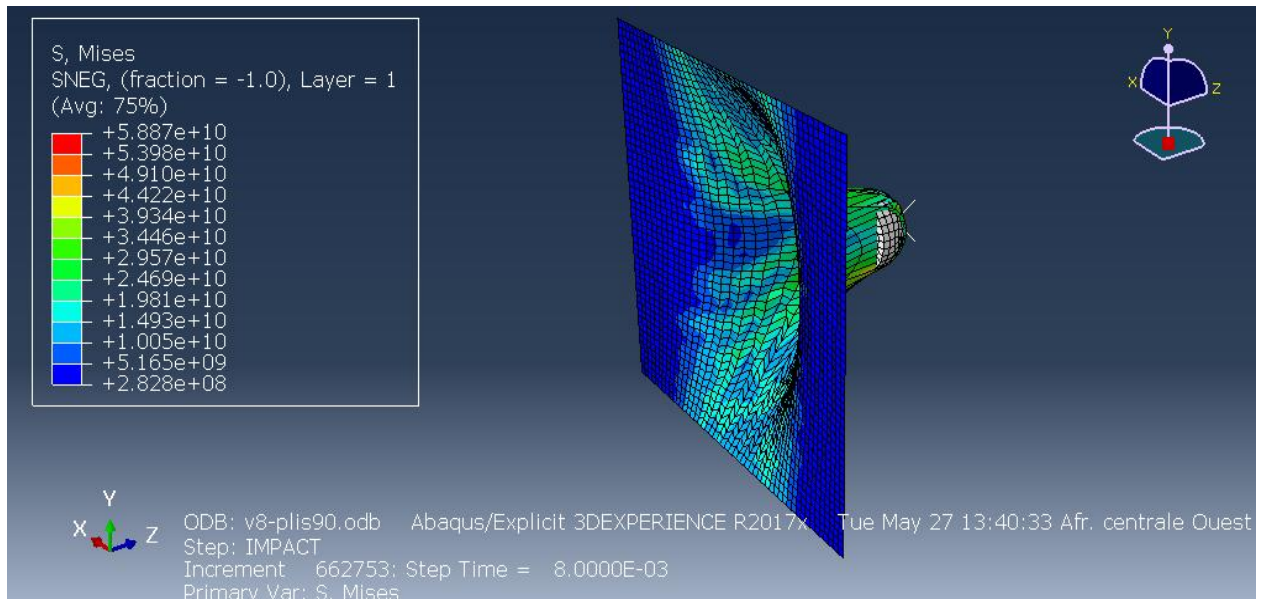


Figure III.13: Déformation pour  $V = 5$  m/s .



**Figure III.14: Déformation pour  $V = 8$  m/s .**

L'analyse post-traitement a été effectuée en extrayant les champs de déplacements, contraintes, énergies et dommages à partir des fichiers de résultats (\*.odb). L'outil Visualization d'Abaqus a permis d'obtenir des vues détaillées des zones endommagées et de comparer les résultats entre les différents cas étudiés.

### III.8 Conclusion

Ce chapitre a détaillé la méthode de simulation utilisée pour modéliser l'impact balistique sur une plaque composite. Les différents paramètres étudiés (orientation, vitesse) permettent d'avoir une base solide pour interpréter les résultats présentés au chapitre suivant. Les configurations testées fournissent une vue complète sur l'influence de l'architecture du composite sur sa résistance à l'impact [26].

# **Chapitre IV**

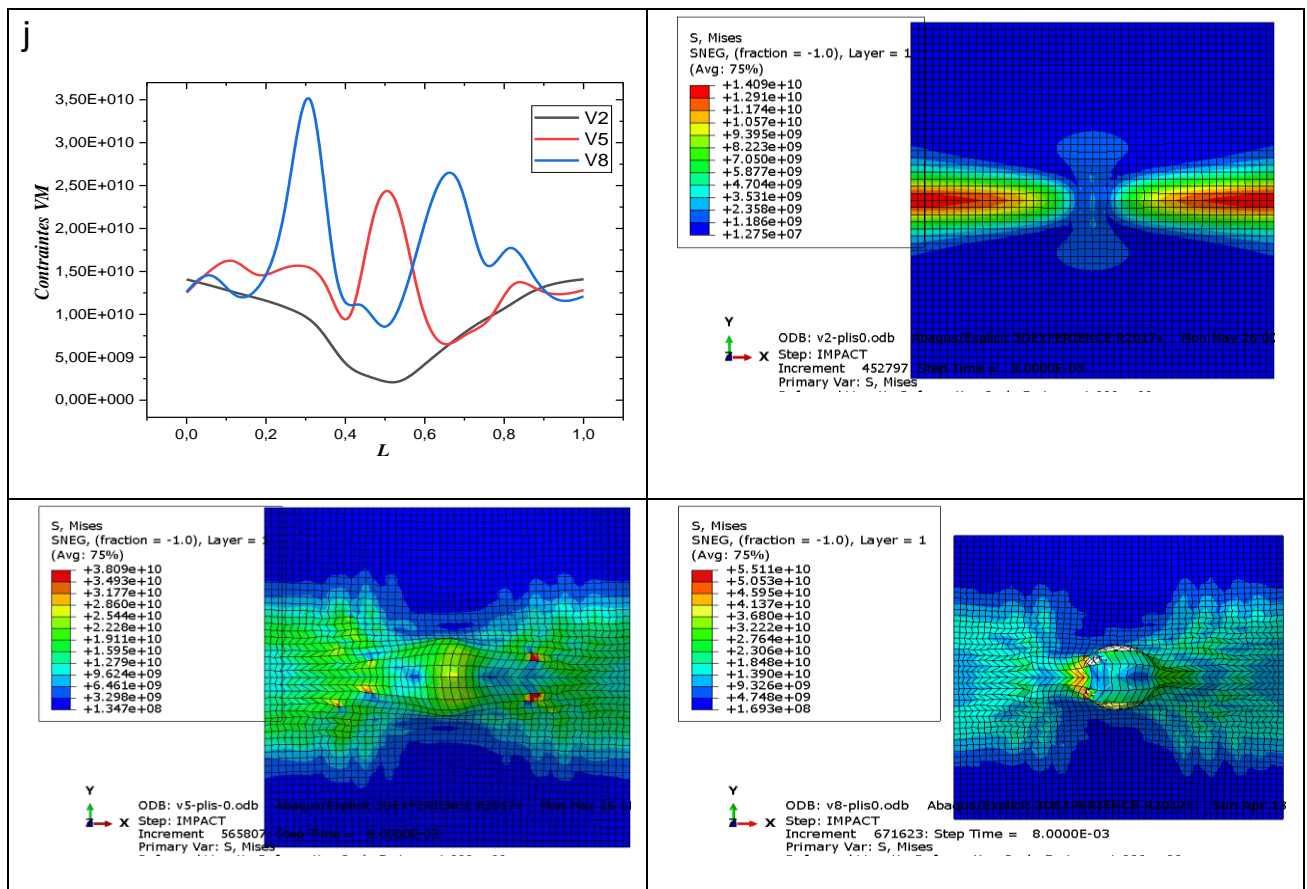
## **Résultats et discussion**

## IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons et analysons les principaux résultats obtenus à partir des simulations numériques réalisées à l'aide du logiciel Abaqus/Simulia 2017. Ces simulations portent sur le comportement d'un matériau composite soumis à un impact, en prenant en compte ses propriétés mécaniques spécifiques ainsi que les critères d'endommagement définis au préalable.

L'objectif de cette section est d'interpréter les différentes courbes et figures générées, notamment l'évolution des contraintes, des déformations et des endommagements dans le matériau en fonction du temps et des conditions de chargement. Une attention particulière est accordée à la comparaison entre les résultats numériques et les données théoriques ou expérimentales disponibles dans la littérature, afin de valider la cohérence du modèle utilisé. Ce chapitre est structuré de manière à présenter dans un premier temps les résultats bruts obtenus, suivis d'une discussion critique permettant de mettre en évidence les phénomènes observés, d'en expliquer les causes et d'évaluer la fiabilité des simulations réalisées [27].

## IV.2 Résultats et discussion



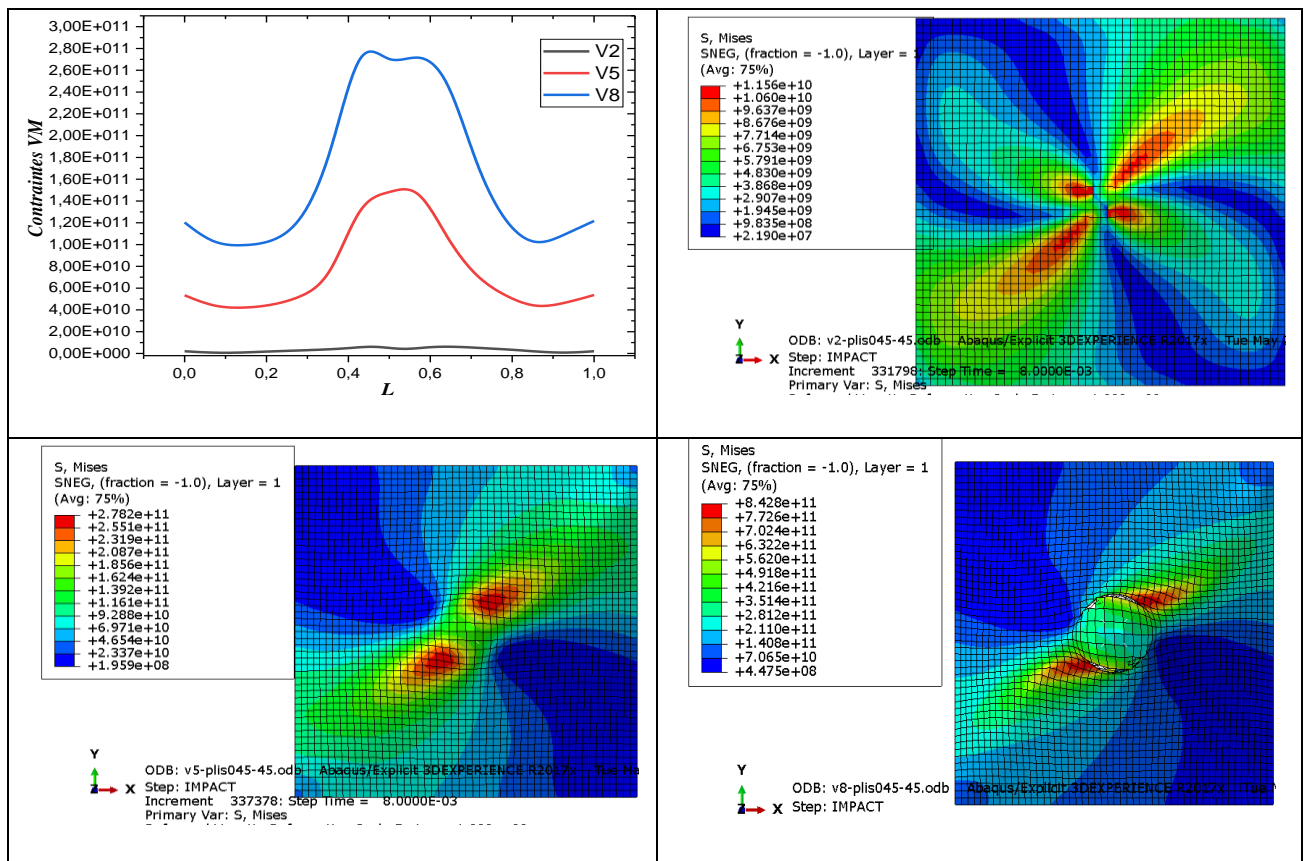
**Figure IV.1: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifiée avec une orientation des plis  $[0^\circ]_{10}$**

## Chapitre IV: Résultats et discussion

Pour une meilleure représentation de la distribution des contraintes et déplacement engendrés dans la cible par l'impacteur de vitesse V les figures IV.1 illustre la variation de la contrainte équivalente de von Mises et déplacements le long de la zone impactée en fonction de la vitesse V du projectile

### IV.3 Distribution des contrainte équivalent Von Mises

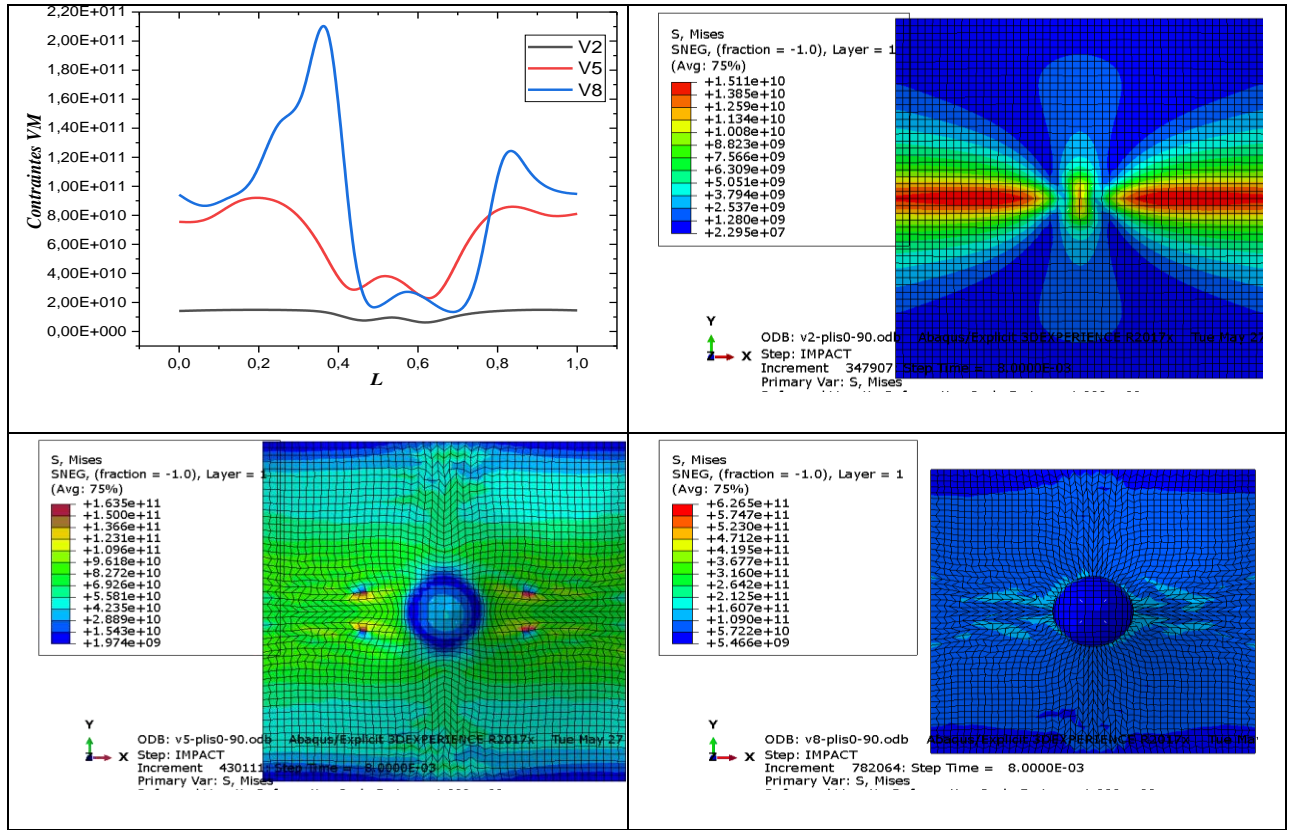
La figure montre comment la contrainte de Von Mises évolue en fonction de la largeur L avec trois vitesses. Pour la vitesse V2 Très faible variation. Courbe stable mais avec une petite vallée entre  $L=0.3$  et  $L=0.6$ . La vitesse V5 Fluctuations plus nettes, deux pics bien marqués, le principal autour de  $L=0.45$ . la vitesse V8 Comportement très oscillant, avec plusieurs pics, et une réponse globale beaucoup plus intense que V2 et V5.



**Figure IV.2: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ s**

Dans la figure IV.2 nous constatons que la vitesse V5 fournit une estimation intermédiaire de la contrainte maximale. V8), capte des valeurs de contrainte plus élevées, le centre de la plaque (autour de  $L=0.5$ ) on a une Zone où la contrainte est la plus élevée et relativement constante sur une petite plage.

# Chapitre IV: Résultats et discussion



PLI 0 90

Figure IV.3: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[0^\circ/90^\circ]_s$

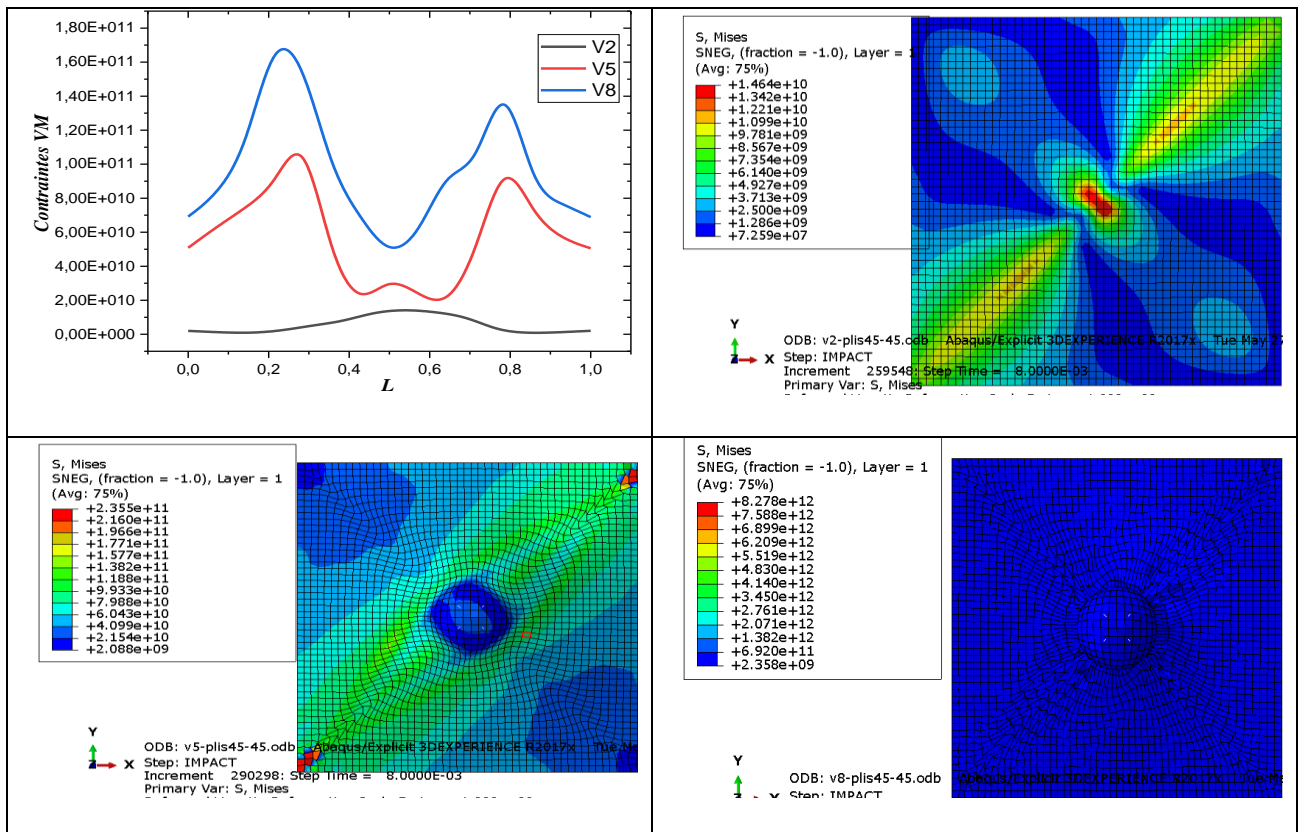


Figure IV.4: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[45^\circ/-45^\circ]_s$

## Chapitre IV: Résultats et discussion

Contrairement aux précédents graphiques, les figures IV.3 et IV.4 montre une **double concentration de contrainte**:

- Une **zone avant et après le centre** où la contrainte augmente fortement
- Le **centre** ( $L \approx 0.55$ ) présente un **minimum net**, ce qui peut correspondre à une zone de soulagement mécanique ou un changement dans la géométrie (comme un élargissement ou une symétrie relâchant la charge). La vitesse V8 révèle des pics très prononcés et une chute plus brutale.

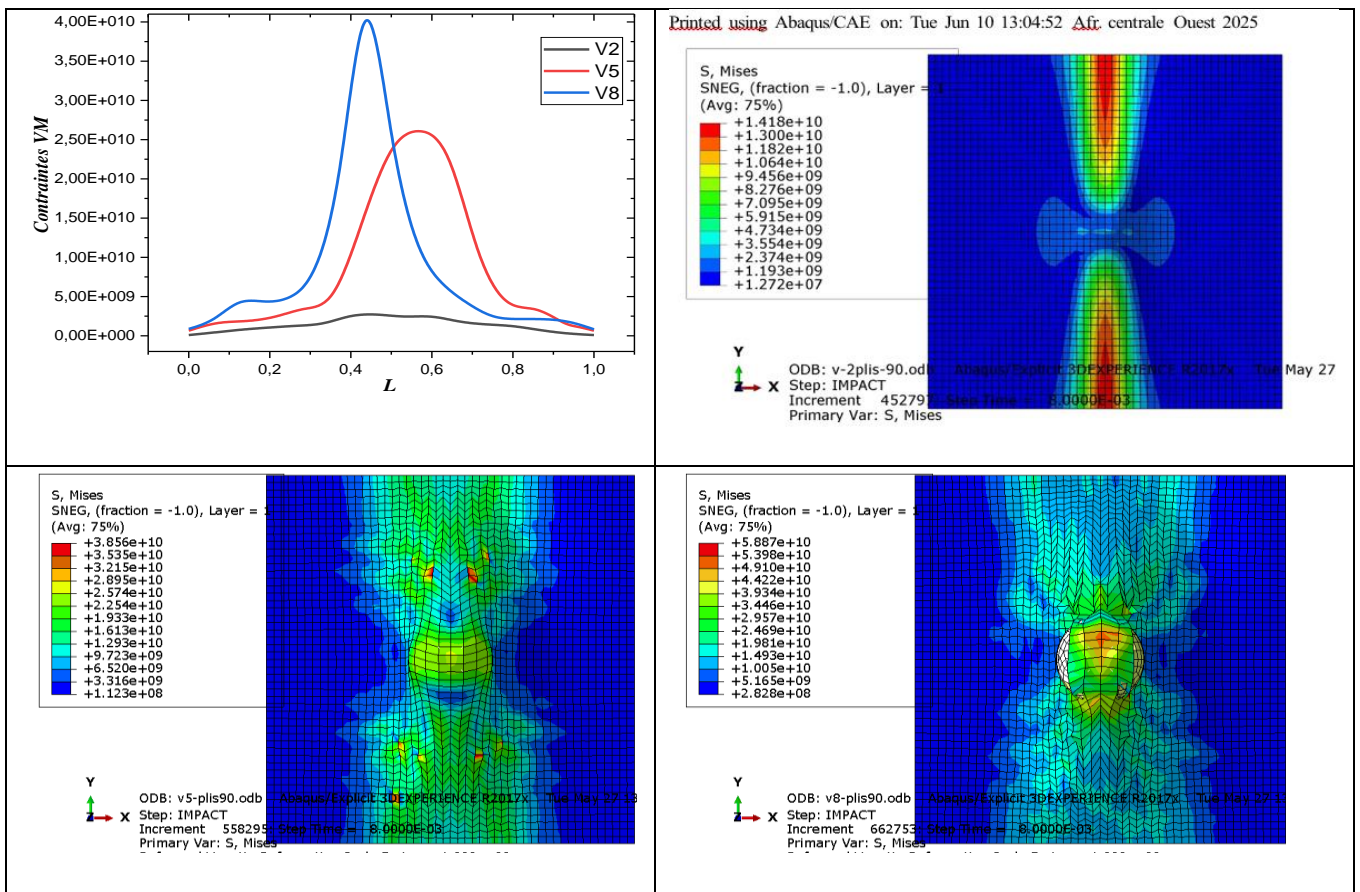
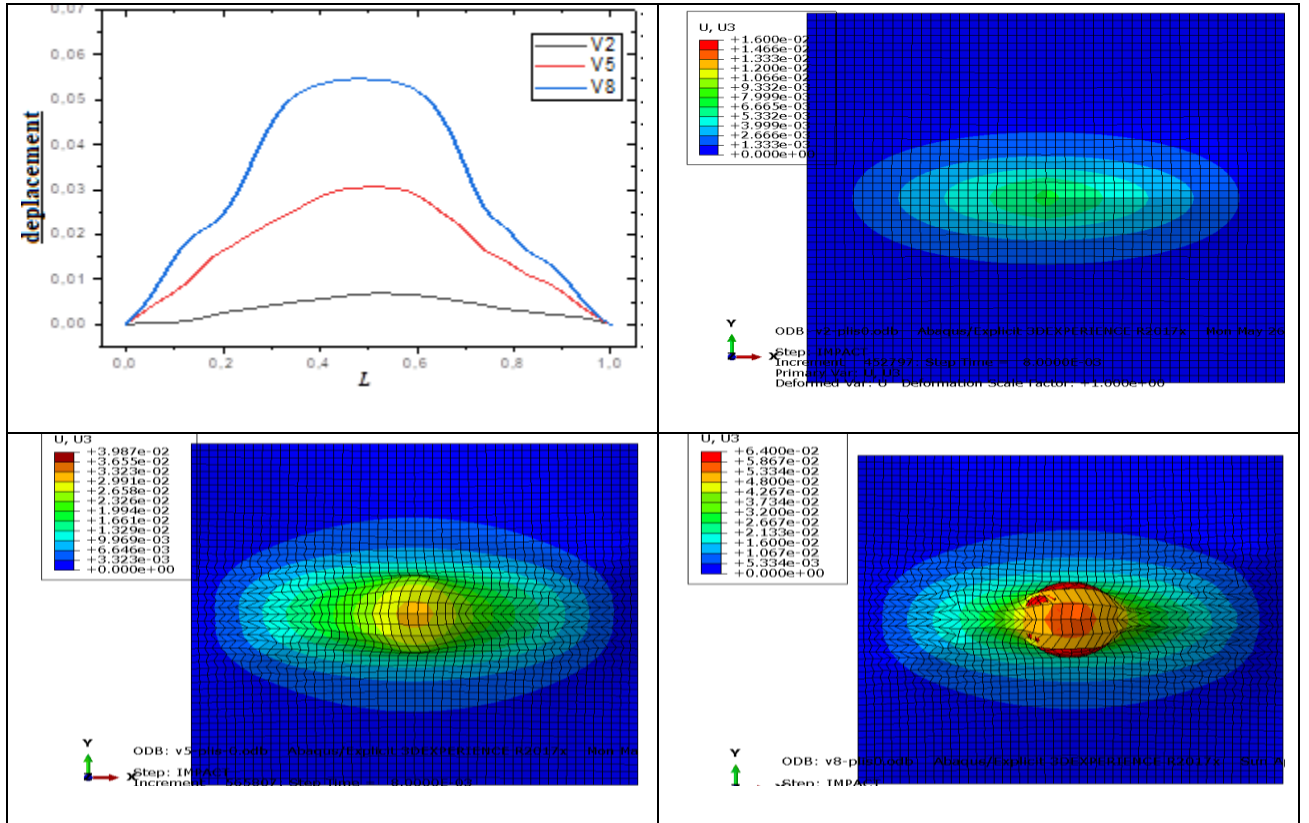
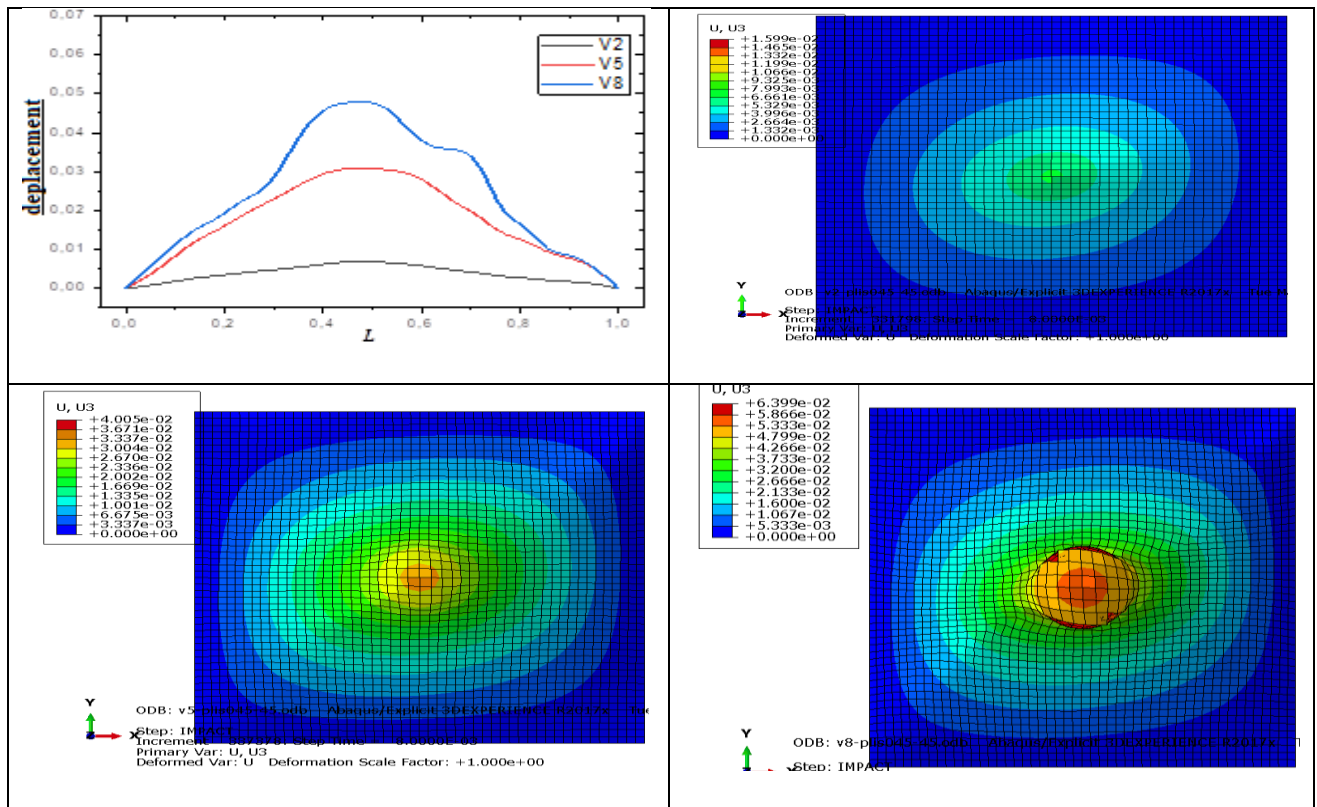


Figure IV.5: Variation de la contrainte von mises en fonction de la largeur de plaque stratifiée avec une orientation des plis  $[90^\circ]_{10}$

## IV.4 Déplacements



**Figure IV.6: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[0^\circ]_{10}$**



**Figure IV.7: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$**

# Chapitre IV: Résultats et discussion

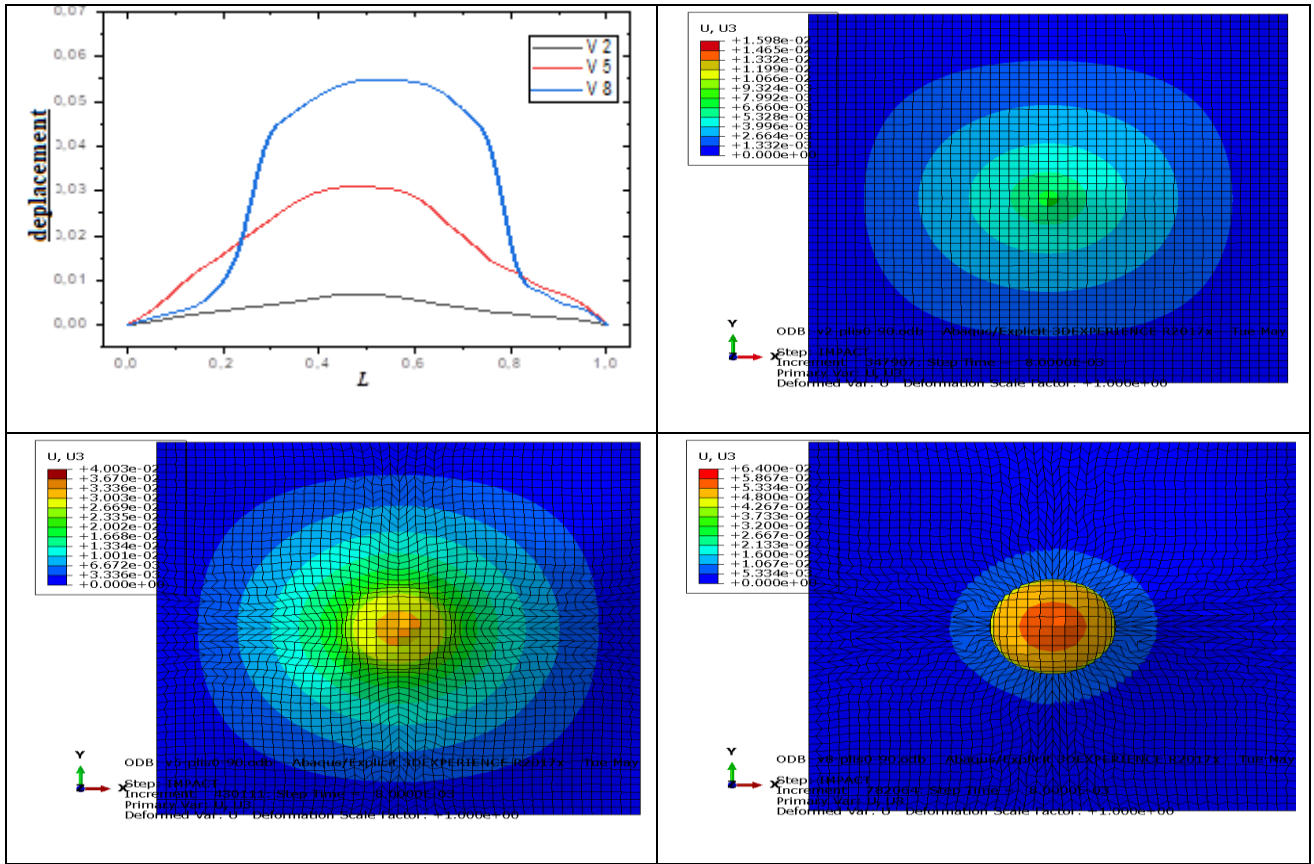


Figure IV.8: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[0^\circ/90^\circ]_s$

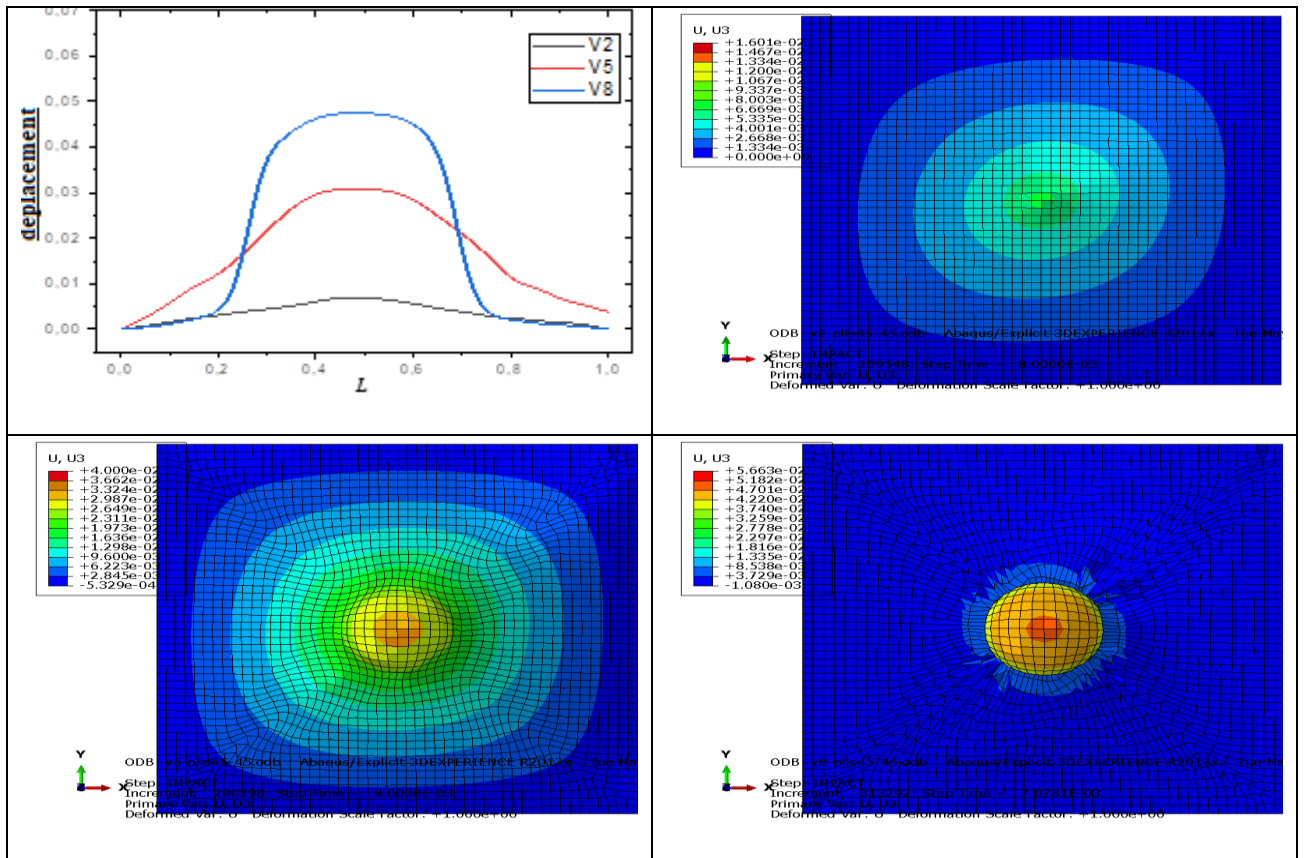
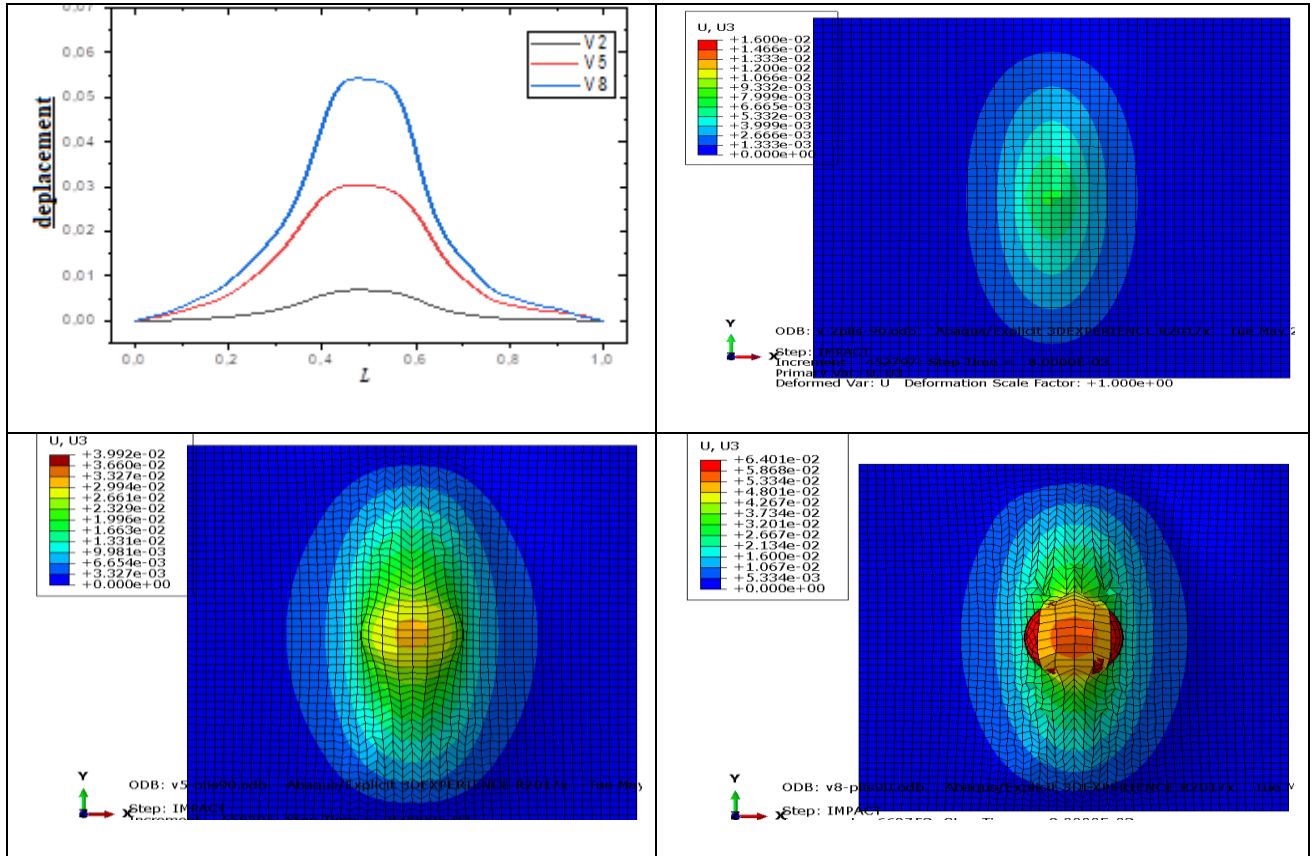


Figure IV.9: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[45^\circ/-45^\circ]_s$

## Chapitre IV: Résultats et discussion

Dans les figures IV.8 et IV.9 Le graphique présente trois courbes (V2, V5, V8) qui montrent comment les déplacements évoluent en fonction de la variable L. Toutes les courbes présentent une forme en cloche ou symétrique régulière avec un maximum localisé autour de  $L=0,5$ . Le modèle V8, révèle un déplacement maximal plus élevé, traduisant une meilleure prise en compte des déformations dans la zone centrale de la pièce. Tous les courbes montrent que le plus grand déplacement est situé dans le centre de la plaque.



**Figure IV.10: Variation des déplacements en fonction de la largeur de plaque stratifié avec une orientation des plis  $[90^\circ]_{10}$**

Toutes les courbes affichent une forme symétrique par rapport au centre de la plaque, avec un maximum centré autour de  $L=0,5$ .

Le déplacement augmente avec le raffinement du modèle:

- La vitesse V2: déplacement le plus faible ( $\sim 0.015$ )
- La vitesse V5: déplacement intermédiaire ( $\sim 0.035$ )
- La vitesse V8: déplacement maximal ( $\sim 0.06$ )

Ce comportement traduit une déformation maximale au centre de la structure, probablement située dans la zone la plus sollicitée mécaniquement (cf. étranglement observé sur la géométrie).

### IV.5 Conclusion

Les résultats obtenus dans cette étude montrent que:

- Dans l'étude précédente, il a été montré que le projectile cylindrique à bout conique conduit à un endommagement par perforation de la plaque. C'est donc cette forme de l'impacteur qui a été retenue pour cette analyse.
- La vitesse du projectile est un facteur géométrique essentiel et déterminant du comportement des structures des aéronefs aux chocs mécaniques instantanés. Les projectiles cylindriques à bout impactant de forme conique conduisent à l'endommagement par perforation de ces structures. Ce risque de ruine est d'autant peu probable que ce bout tend à devenir plat. De ce dernier résultent que des déformations réversibles ;
- La vitesse du projectile est un paramètre déterminant du comportement de la plaque au choc mécanique. Les zones déformées plastiquement sont plus étendues lorsque la cible est impactée avec projectile de masse importante.
- Les contraintes de forte intensité sont localisées au niveau des zones extrêmement restreintes et ce, quelle que soit la vitesse du projectile. Le niveau de contrainte équivalente dépend de la vitesse du projectile et son niveau croît avec l'accroissement de la vitesse [28].

# **Conclusion Générale**

### Conclusion Générale

Ce mémoire a permis d'approfondir l'étude du comportement des matériaux composites multicouches soumis à des impacts balistiques à différentes vitesses, en combinant des connaissances théoriques, des modèles de rupture avancés et une simulation numérique à l'aide d'Abaqus/Explicit.

La première partie a établi les bases des matériaux composites, en détaillant leurs constituants (matrice, renforts, additifs), leurs structures (stratifiés, sandwichs) et leurs domaines d'application. Cette compréhension a été essentielle pour modéliser leur comportement sous chargement dynamique.

La deuxième partie a porté sur les mécanismes d'endommagement observés lors d'un impact: fissuration matricielle, délaminage et rupture des fibres. Elle a permis d'identifier les principaux paramètres influençant la réponse du matériau, tels que l'énergie, la vitesse d'impact et la géométrie de l'impacteur. Les critères de rupture, notamment ceux de Hashin, Tsai-Wu et Tsai-Hill, ont permis d'anticiper les modes de ruine.

La dernière partie s'est concentrée sur la simulation numérique. Grâce à Abaqus/CAE 2017, différents cas d'impact ont été simulés avec plusieurs orientations de couches ( $[0^\circ]$ ,  $[90^\circ]$ ,  $[0^\circ/90^\circ]$ ,  $[\pm 45^\circ]$ , quasi-isotrope) et vitesses (2, 5 et 8 m/s). Les résultats ont montré une influence claire de l'orientation des fibres sur la distribution des dommages et la capacité d'absorption d'énergie. Les stratifiés équilibrés comme  $[\pm 45^\circ]$  ou quasi-isotropes ont montré une meilleure résistance globale aux impacts.

Ce travail confirme l'importance de l'architecture du composite dans sa capacité à résister aux chocs. Il met également en évidence l'utilité des outils de simulation pour prédire les comportements mécaniques sans recourir à des essais destructifs coûteux. Les perspectives futures incluent l'étude d'autres formes d'impacteurs, l'intégration de couches d'âme dans des structures sandwich, ou encore l'optimisation topologique des empilements.



# **Références bibliographiques**

### Références bibliographiques

- [1] Berthelot, J.-M. (2012). Mécanique et analyse des structures (5<sup>e</sup> éd.). Paris: Lavoisier. ISBN 978-2-7430-1450-7.
- [2] Bahlouli, N. (s.d.). Cours: Matériaux composites / DESS Mécanique avancée et stratégie industrielle. Strasbourg: IOST-ULP.
- [3] Boudenne, A. (2003). Étude expérimentale et théorique des propriétés thermophysiques de matériaux composites à matrice polymère (Thèse de doctorat). Université Paris XII.
- [4] CARMA. (2006). Glossaire des matériaux composites. Actualisation, octobre 2006.
- [5] Cugnoni, J. (2005). Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites (Thèse de doctorat). École Polytechnique Fédérale de Lausanne.
- [6] Berreur, L., Maillard, B. D., & Nösperger, S. (s.d.). L'industrie française des matériaux.
- [7] Berthelot, J.-M. (1999). Matériaux composites: comportement mécanique et analyse des structures (3<sup>e</sup> éd.). Paris.
- [8] Berthelot, J.-M. (2010). Matériaux composites (4<sup>e</sup> éd.). Paris: Éditions Eyrolles.
- [9] Boubeker, R. (2016). Étude expérimentale et numérique du comportement des plaques trouées en matériaux composites (Thèse de doctorat, Université Mohamed Khider - Biskra).
- [10] Chantrait, T. (2014). A multiscale space-time approach to simulate damages in composite structures subjected to a low energy impact (Figure montrant les constituants: fibres, matrice, pli unidirectionnel et stratifié). In Publication non publiée. Recherche disponible sur ResearchGate
- [11] Abderrahmane, M. (2018). Étude de l'effet de la microstructure sur le flambement thermique des plaques fonctionnellement graduées (Thèse de doctorat, Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès).
- [12] Ayari, H. (2020). Modélisation micromécanique de l'effet de chargements cycliques et de la vitesse de l'interface fibre-matrice dans les composites SMC (Thèse de doctorat, École Doctorale des Sciences des Métiers de l'Ingénieur, Tunisie).
- [13] Brek, S. (2012). Modélisation numérique de la propagation de l'endommagement et de la rupture dans les matériaux composites stratifiés sous sollicitations thermomécaniques et cycliques (Thèse de doctorat, Université Hadj Lakhdar de Batna).

## Références bibliographiques

---

- [14] M’Gandour, Y. (2018). Étude d’un stratifié sous différentes sollicitations (Mémoire de Master, Université Mouloud Mammeri de Tizi Ouzou).
- [15] Troussset, E. (2013). Préviation des dommages d’impact basse vitesse et basse énergie dans les composites à matrice organique (Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers).
- [16] Achache, H. (2016). Comportement en rupture des matériaux composites stratifiés sollicités à différentes charges (Thèse de doctorat, Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès)
- [17] Olsson, R., & G.A.O.D. (2004). Impact on composite structures. The Aeronautical Journal, Imperial College, London, November.
- [18] Hautier, M. (2010). Analyse des réparations des matériaux composites: mise en œuvre d’un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique (Thèse de doctorat, Université Toulouse 3 Paul Sabatier).
- [19] Berro Ramírez, J. P. (2013). Caractérisation et modélisation de l’endommagement des composites bobinés: Application à la prédiction de l’éclatement des réservoirs bobinés hyperbares (Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure de Mécanique et d’Aérotechnique).
- [20] Ben Ameer, M. (2019). Caractérisation mécanique et suivi par émission acoustique des mécanismes d’endommagement des composites à fibres hybrides lin/carbone (Thèse de doctorat, Université Bretagne Loire, École Doctorale N° 602).
- [21] Lemanle Sanga, M. R. P. (2019). Évaluation expérimentale et numérique des endommagements d'une structure composite sous impact pour une large gamme de vitesses et d'énergies (Thèse de doctorat, Université de Toulouse).
- [22] Mahdad, M. M. (2019). Modélisation du comportement à l’impact des composites à matrice thermoplastique et fibres continues (Thèse de doctorat, Université Batna).
- [23] García Pérez, P. (2018). Méthodologie expérimentale et numérique pour la tenue résiduelle post-impact des structures composites à matrice thermoplastique (Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers).
- [24] Zouggar, K. (2016). Étude du comportement mécanique d'une plaque composite de type verre/polyester soumise à un impact à faible énergie (Thèse de doctorat, Université Djillali Liabès de Sidi Bel Abbès).

## Références bibliographiques

---

- [25] Venkata Ramu, D. B., et al. (2024). An investigation of the ballistic impact behavior of multi-layered composite panels with different layups and impact velocities. *Composite Structures*, 310, 126963.
- [26] Yin, Z., Wang, J., & Li, X. (2024). Numerical study of composite structures behavior under ballistic impact. *Advances in Composite Materials*, 12(1), 45–62.
- [27] Shyamsunder, L., Khaled, B., Rajan, S. D., Pereira, J. M., DuBois, P., & Blankenhorn, G. (2021). Numerical validation of composite panel impact tests using explicit dynamic finite element analysis. *Composite Structures*, 268, 113971.
- [28] Kumar, M., & Bharadwaj, M. R. (2022). Numerical simulation of ballistic impact response on composite materials for different shape of projectiles. *Sādhanā – Academy Proceedings in Engineering Sciences*, 47(3), Article 145. <https://doi.org/10.1007/s12046-022-01889-0>

## Résumé

Ce mémoire porte sur l'étude du comportement mécanique de plaques composites stratifiées soumises à l'impact d'un projectile rigide à différentes vitesses. Une première partie introduit les matériaux composites, leurs constituants, leur structure multicouche et les mécanismes d'endommagement caractéristiques de ce type de sollicitation. Une analyse numérique a ensuite été réalisée à l'aide du logiciel Abaqus/Explicit, en considérant plusieurs séquences d'empilement et vitesses de projectile. Les résultats mettent en évidence l'influence de l'orientation des fibres et de la vitesse d'impact sur la déformation, l'évolution des dommages et la capacité d'absorption d'énergie du matériau. Cette étude apporte une contribution utile à la compréhension du comportement des structures composites soumises à des chargements dynamiques localisés.

## Abstract

This thesis investigates the mechanical behavior of laminated composite plates subjected to the impact of a rigid projectile at various velocities. The first part provides an overview of composite materials, focusing on their components, layered structure, and the specific damage mechanisms involved in such loadings. A numerical study was carried out using Abaqus/Explicit, incorporating several stacking sequences and impact velocities. The findings demonstrate the influence of fiber orientation and impact speed on deformation patterns, damage progression, and the material's ability to dissipate energy. The research offers valuable insight into how composite structures respond to localized dynamic loading.

## الملخص:

يتناول هذا البحث دراسة السلوك الميكانيكي للصفائح المركبة متعددة الطبقات عند تعرضها لاصطدام مباشر من قبل جسم صلب بسرعات مختلفة. يتضمن الجزء الأول عرضاً لمكونات المواد المركبة وتركيبها الطبقي وآليات التلف الناتجة عن هذا النوع من التحميل. تم إجراء دراسة عددية باستخدام برنامج Abaqus/Explicit من خلال نمذجة عدة ترتيبات للطبقات وسرعات مختلفة للمقذوف. أظهرت النتائج تأثير اتجاه الألياف وسرعة الاصطدام على التشوه وانتشار الضرر وقدرة المادة على امتصاص الطاقة. تسهم هذه الدراسة في فهم أفضل لاستجابة الهياكل المركبة عند تعرضها لأحمال ديناميكية محلية.