



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

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

معهد الصيانة و الأمن الصناعي
Institut de Maintenance et de Sécurité Industrielle

Département de Maintenance en Electromécanique

MÉMOIRE

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Génie Industriel

Spécialité : Maintenance – Fiabilité - Qualité

Thème

Analyse du comportement des matériaux composites sous impact mécanique par la méthode des éléments-finis

Présenté et soutenu publiquement par :

BENNCEUR Mohamed Yahia & MENZEL Abdessalem Mouad

Devant le jury composé de :

Nom et Prénom	Grade	Etablissement	Qualité
M. ADJELOUA Abdelaziz	MCB	Université d'Oran 2	Président
M. ACHCACHE Habib	MCA	Université d'Oran 2	Examineur
M. CHAREF Djillali	MCB	Université d'Oran 2	Encadreur

Année universitaire 2022

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

A decorative floral element consisting of a central flower with several petals and leaves, positioned at the beginning of the calligraphic text.

Dédicace

Je dédie ce Modeste travail : à mes parents qui étaient si proches de moi au cours de mes études, je souhaite que dieu donnera le bonheur et la santé et une longue vie...

Je dédie également ce travail à ma famille et à mes amis, ainsi qu'à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce projet, je vous dis merci.

Mouad

Dédicace

Je dédie ce modeste travail aux personnes qui sont les plus chères sur cette terre mon père et ma mère

Pour leur amour, dévouement, confiance, encouragement et soutien pendant toutes mes années d'études. A mes chers amis avec lesquels j'ai partagé cinq ans de ma vie universitaire.

A tous les amis que j'ai eu la chance d'avoir Et qui occupent tous une place dans mon cœur.

Yahia

Remerciement

Nous remercions tout d'abord notre dieu qui nous

A donné la force et la puissance pour terminer

*Ce modeste travail. Tous nos remerciements vont à notre
encadreur MR CHARÈF Djilali qui a accepté*

De suivre cette étude Et qui nous a guidés

*Tout au long de ce travail. Nous tiendrons aussi remercier
tous les enseignants du département Maintenance en
électromécanique qui ont contribué de près ou de loin à
notre formation durant tout le cursus Universitaire.*

Résumé :

Le progrès scientifique et des technologies des matériaux ont incité les concepteurs à développer le matériau en fonction de son application finale et des performances recherchées. Appelé aussi les matériaux avancés, ces derniers sont alors conçus et optimisés simultanément avec la pièce à élaborer. La notion de matériau perd alors petit à petit sa valeur au profit de la structure. En effet une rupture des frontières entre les différents domaines de la recherche telle que : l'expérimentation, la modélisation, la conception, . . ., est alors nécessaire.

Le avantage acquis par ces nouveaux matériaux, et plus particulièrement par les composites, a rapidement été compris par les industriels à la pointe de la technologie. Ainsi les matériaux composites à matrice organique présentent trois avantages non négligeables : un rapport masse/rigidité/résistance meilleur que les solutions classiques, soit matériaux métalliques, un dimensionnement pouvant être optimisé en fonction de la sollicitation.

L'un des enjeux de la recherche des vingt dernières années et de la décennie à venir consiste alors à fournir, à ces mêmes industriels, les méthodes permettant de tirer la quintessence de ces nouvelles solutions.

En effet, sans celle-ci, ces matériaux risquent d'être utilisés avec des marges trop importantes induisant des coûts trop importants pour qu'ils apportent un réel avantage par rapport aux solutions métalliques plus classiques mais mieux maîtrisées.

Ce travail s'inscrit dans ce programme avec comme objectif d'améliorer la confiance dans les résultats obtenus lors de calculs de structure linéaires via la méthode des éléments finis. Et plus précisément l'étude du comportement des matériaux composite sous impact mécanique, ou nous allons comparer la fidélité des résultats de la simulation numérique avec les résultats expérimentaux obtenus en aval.

ملخص :

شجع التقدم العلمي وتقنيات المواد المصممين على تطوير المواد وفقاً لتطبيقها النهائي والأداء المطلوب. تسمى أيضاً بالمواد المتقدمة، يتم تصميمها وتحسينها في وقت واحد مع الجزء المراد تطويره. ثم تفقد فكرة المادة قيمتها تدريجياً لصالح الهيكل. بالفعل كسر الحدود بين مجالات البحث المختلفة مثل: التجريب، النمذجة، التصميم، . . .، ثم ضرورياً. سرعان ما فهم المصنعون الميزة التي اكتسبتها هذه المواد الجديدة، وخاصة المركبات، في طليعة التكنولوجيا. وبالتالي، فإن المواد المركبة ذات المصفوفة العضوية لها ثلاث مزايا مهمة: نسبة كتلة / صلابة / قوة أفضل من الحلول التقليدية، أي المواد المعدنية، وهي أبعاد يمكن تحسينها وفقاً للإجهاد. ولذلك، فإن أحد تحديات البحث خلال العشرين عاماً الماضية والعقد القادم هو تزويد هؤلاء المصنّعين أنفسهم بالطرق لاستخراج جوهر هذه الحلول الجديدة. في الواقع، بدونها، تخاطر هذه المواد باستخدامها بهوامش

كبيرة للغاية مما يؤدي إلى ارتفاع تكاليفها لتحقيق ميزة حقيقية مقارنة بالحلول المعدنية الأكثر تقليدية ولكنها أفضل تحكمًا. هذا العمل هو جزء من هذا البرنامج بهدف تحسين الثقة في النتائج التي تم الحصول عليها من خلال الحسابات الهيكلية الخطية باستخدام طريقة العناصر المحدودة. وبشكل أكثر تحديدًا دراسة سلوك المواد المركبة تحت التأثير الميكانيكي، حيث سنقارن دقة نتائج المحاكاة العددية مع النتائج التجريبية التي تم الحصول عليها بعد ذلك.

Abstract:

Scientific progress and material technologies have encouraged designers to develop the material according to its final application and the desired performance. Also called advanced materials, these are then designed and optimized simultaneously with the part to be developed. The notion of material then gradually loses its value in favor of the structure. Indeed a breaking of the borders between the different fields of research such as: experimentation, modeling, design... is then necessary. The advantage acquired by these new materials, and more particularly by composites, was quickly understood by manufacturers at the cutting edge of technology. Thus, composite materials with an organic matrix have three significant advantages: a better mass/rigidity/strength ratio than conventional solutions, i.e. metallic materials, a dimensioning that can be optimized according to the stress. One of the research challenges of the past twenty years and the decade to come is therefore to provide these same manufacturers with the methods to extract the quintessence of these new solutions. Indeed, without it, these materials risk being used with too large margins inducing too high costs for them to bring a real advantage compared to more conventional but better controlled metal solutions. This work is part of this program with the objective of improving confidence in the results obtained during linear structural calculations via the finite element method. And more specifically the study of the behavior of composite materials under mechanical impact, where we will compare the fidelity of the results of the numerical simulation with the experimental results obtained downstream.

Sommaire

Dédicace	
Remerciement	
Résumé	
Sommaire	

Chapitre I Généralités sur les matériaux composites

Introduction.....	4
I.1 Définition.....	4
I.2 Caractéristiques générales des matériaux composites.....	4
I.3 Classification des matériaux composites.....	5
I.4 Composants.....	5
I.4.1 La matrice.....	6
I.4.1.1 Les matrices organiques.....	7
a) Les matrices thermodurcissables (TD).....	7
b) Les matrices thermoplastiques.....	10
I.4.1.2 Les matrices minérales.....	11
I.4.2 Les renforts.....	12
I.4.2.1 Différents types de renforts.....	12
I.4.2.2 Architecture des renforts.....	15
I.5. Caractéristiques générales:.....	16
I.6 Avantages et inconvénients des composites.....	17
I.7. Structure du composite.....	17
I.7.1. Les monocouches.....	17
I.7.2. Les stratifiées.....	17

I.7.3 Les sandwichs.....	18
I.8 Les diverses applications du Composite.....	19
I.8.1 Secteur automobile.....	19
I.8.2 Secteur ferroviaire.....	20
I.8.3 Secteur naval.....	20
I.8.4 Secteur aéronautique.....	21
I.8.5 Secteur sport.....	21
I.9 Conclusion.....	22

Chapitre II les Propriétés mécaniques des matériaux composites

II.1 Propriétés mécaniques des matériaux composites	24
II.1.1 Propriétés.....	24
II.1.2 Propriétés élastiques.....	26
II.1.2.1 Définitions.....	26
II.1.3 Propriétés élastiques d'un empilement	27
II.1.4 Propriétés à rupture.....	28
II.1.5 Propriétés mécaniques des fibres.....	29
II.1.5.1 propriété mécanique de fibre carbone.....	29
II.1.5.2 propriété mécanique de Fibre d'aramide.....	30
II.1.5.3 Propriété mécanique de fibre verre.....	31
II.1.6 Propriétés mécaniques des composites à usage naval	31
II.2 Endommagement des matériaux composites.....	31
II.2.1 Technique de détection de l'endommagement.....	33
II.2.1.1. Méthodes directes de caractérisation.....	33
II.2.2 Méthodes indirectes de caractérisation.....	35

II.2.3	Caractéristiques des mécanismes d'endommagement.....	41
II.2.3.1	Fissuration matricielle.....	41
II.2.4	Délamination.....	44
II.3	Rupture de fibre.....	46
II.3	Comportement élastique d'une couche hors axes d'orthotropie	49
II.3.1	Lois des mélanges.....	50
II.3.2	Caractérisation du matériau composite dans un repère quelconque.....	50
II.3.2.1	Caractérisation élastique d'un pli orienté arbitrairement	50
II.3.3	Comportement élastique d'un composite stratifié.....	52
II.3.3.1	Théorie classique des stratifiés	52
II.3.4	Equation du Comportement d'un composite stratifié.....	56
II.3.4.1	L'équation constitutive.....	56
II.3.5	Matrice de rigidité.....	57

Chapitre III Simulation d'un impact Sur plaque composite

III.1	Introduction	59
III.2	Présentation des détails de la simulation.....	60
III.3	Choix du repère.....	61
III.4	Présentation du progiciel de calcul.....	61
III.5	Introduction des données.....	63
III.5.1	Données concernant la plaque.....	63
III.5.2	Données concernant l'impacteur.....	64
III.6	Réalisation du modèle sur ABAQUS.....	64
III.6.1	Plaque	64
III.6.2	Impacteur.....	65

III.7 Les étapes de la simulation	65
III.7.1 Première étape : Modélisation de la plaque.....	65
III.7.2 Deuxième étape : Modélisation de l'impacteur	66
III.7.3 Troisième étape : Propriétés.....	67
III.7.4 Quatrième étape : Assemblage.....	67
III.7.5 Cinquième étape : étape.....	67
III.7.6 Sixième étape : Interaction.....	67
III.7.7 Septième étape : Application de la charge.....	68
III.7.8 Huitième étape : Maillage.....	68
III.7.9 Neuvième étape : Résolution.....	68
III.7.10 Dixième étape : Résultats.....	68

Chapitre IV Exploitation, comparaison et discussions des résultats

IV.1 Premier exemple traité : Simulation en utilisant le premier niveau d'énergie E=8,92Joules.....	72
IV.1.1 Flèche du nœud correspondant au centre de la plaque.....	72
IV.1.2 La vitesse.....	72
IV.1.3 L'accélération.....	73
IV.2 Simulation en utilisant le deuxième niveau d'énergie E=13,39 Joules	74
IV.3 Simulation en utilisant le troisième niveau d'énergie E=17,85 Joules.....	76
IV.4 Calculs des contraintes	78
IV.4.1 Les contraintes maximales dans la plaque	78
IV.5 Comparaison des résultats numériques.....	81
IV.5.1 La flèche.....	82
IV.5.2 Déplacement maximal d'impacteur.....	83
IV.5.3 Énergie incidente.....	83

IV.6 Calcul du poinçonnement via simulation.....	84
Conclusion Générale.....	86
References Bibliographies.....	88

Liste des Figures

Chapitre I Généralités sur les matériaux composites

Figure I.1: Matériau composite.....	4
Figure I.2: Différents constituants d'un matériau composite.....	6
Figure I. 3: Classification des matrices.....	6
Figure I.4: Les différents types de renfort de base	12
Figure I.5 Différents types de fibres de verre (documentation Ahlstrom).....	13
Figure I.6: Principales orientations des fibres.....	16
Figure I.7: composite stratifié.....	18
Figure I.8: Composite sandwich.....	19
Figure I.9 :l'utilisation de composite Secteur automobile.....	19
Figure I.10 l'utilisation de composite Secteur ferroviaire.....	20
Figure I.11 l'utilisation de composite Secteur naval.....	20
Figure I.12 l'utilisation de composite Secteur aéronautique.....	21
Figure I.13 l'utilisation de composite Secteur sport.....	22

CHAPITRE II Les Propriétés mécaniques des matériaux composites

Figure II.1 Observation MEB de sections de composites-Miseen évidence de la micro-structure des fibres de verre et de carbone.....	25
--	----

Figure II.2 Courbes contrainte/allongement en traction des principales fibres de Renfort.....	26
Figure II.3 Coupe transversale d'un composite renforcé par des fibres unidirectionnelles de verre-Photographie prise en microscopie électronique balayage.....	27
Figure II.4 Repère global du stratifié.....	28
Figure II.5 Principaux endommagements rencontrés dans un matériau composite	32
Figure II.6 Mise en évidence de fissures par radiographie X de stratifiés composites	33
Figure II.7 Mise en évidence d'endommagements par tomographie haute résolution.....	34
Figure II.8 Chaîne d'émission acoustique de la création de l'onde à sa visualisation	35
Figure II.9 Paramètres calculés sur une salve d'émission acoustique	36
Figure II.10 Coupe de fibre optique.....	38
Figure II.11 Fonctionnement d'un réseau de Bragg.....	39
Figure II.12 Principe de la mesure de paramètres à l'aide de réseaux de Bragg.....	40
Figure II.13 : Influence de la densité de fissure transverse sur le spectre de réflexion d'une fibre optique à réseaux de Bragg.....	41
Figure II.14 : Fissures transverses dans un stratifié [0n, 90ms].....	42
Figure II.15 : Evolution de la densité de fissure au sein du pli à 90° d'un stratifié carbone/epoxy.....	43
Figure II.16 : Chute de rigidité transversale de stratifiés de séquences [0n, 90m] s en fonction de la densité de fissure et de alpha (noté D ici)	44
Figure II.17: Schéma d'une éprouvette EDT-L: longueur de l'éprouvette ;l: largeur de l'éprouvette; e : épaisseur de l'éprouvette.....	46
Figure II.18 Illustration de l'endommagement par rupture de fibres de la séquence	47
Figure II.19 Mécanisme d'endommagement et surface de rupture d'un stratifié UD présentant une faible adhésion fibre/matrice	48

Figure II.20 Représentation graphique des mécanismes d'endommagement de composite à matrice TP renforcée par des fibres de carbone soumis à une sollicitation en traction	49
Figure II.21: Couche d'un matériau orthotrope.....	51
Figure II.22: Déformée de la plaque dans le plan.....	53
Figure II.23 Schématisation des résultantes en membrane des actions exercées sur un élément de stratifié.....	55
Figure II.24 : Schématisation des moments de flexion et de torsion.....	56

CHAPITRE III Simulation d'un impact sur plaque composite

Figure III.1: Echelles de représentation du composite employé en 3D pour la modélisation.....	60
Figure III.2 : Représentation d'un stratifié verre / polyester $[[0_3,90]]_s$ dans le repère utilisé.....	64
Figure III.3 Les différentes vues de l'impacteur (dessin de l'impacteur en perspective.).....	65
Figure III.4 Vue en perspective du stratifié verre / polyester $[[0_3,90]]_s$ après modélisation.....	65
Figure III.5 Composite layup.....	66
Figure III.6 Vue en perspective de l'impacteur modélisé.....	66
Figure III.7 Vue en perspective de la simulation du stratifié / impacteur just avant l'impact....	67
Figure III.8 Vue en perspective de la simulation du stratifié / impacteur juste avant l'impact....	68
Figure III.9 : Exemple du résultat d'une simulation d'impact sur ABAQUS.....	69

Chapitre IV exploitation, comparaison et discussions des résultats

Figure IV.1 Courbe de déplacement du nœud du centre la face non impactée de la plaque.....	72
Figure IV.2 Courbe de vitesse du nœud correspondant au centre la face non impacté de la plaque.....	73

Figure IV.3 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impactée de la plaque.....	74
Figure IV.4 : Courbe de déplacement du centre la face non impactée de la plaque.....	75
Figure IV.5 Courbe de vitesse du nœud du centre la face non impacté de la plaque.....	75
Figure IV.6 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impacté de la plaque.....	76
Figure IV.7 Courbe de déplacement du centre la face non impactée de la plaque.....	77
Figure IV.8 Courbe de vitesse du nœud du centre la face non impactée de la plaque.....	77
Figure IV.9 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impactée de la plaque.....	78
Figure IV.10 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre la face impactée de la plaque.....	79
Figure IV.11 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre la face non impactée de la plaque.....	79
Figure IV.12 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre de la face médiane.....	80
Figure IV.13 Représentation de la répartition des contraintes maximales dans les 3 vue (de face, de droite, de haut) de la plaque (résultat ABAQUS).....	81
Figure IV.14 Résultats numériques de la flèche de la plaque des trois différents niveaux de chutes.....	82
Figure IV.15 : Évolution du déplacement des deux faces de la plaque pendant l'impact.....	84

Liste des tableaux

Chapitre I Généralités sur les matériaux composites

Tableau I.1 Principales caractéristiques mécaniques des résines polyesters.....	8
Tableau I.2 Principales différences entre les Matrices TP et TD.....	11

Chapitre II les Propriétés mécaniques des matériaux composites

Tableau II.1 Propriétés des principales fibres de renfort.....	25
Tableau II.2 Propriétés mécaniques des fibres et de la matrice.....	27
Tableau II.3 Gamme et précision des mesures de fibres optiques à réseaux de Bragg.....	39

Chapitre III Simulation d'un impact Sur plaque composite

Tableau III.1 Caractéristiques mécaniques de l'impacteur.....	63
Tableau III.2 Caractéristiques mécaniques du stratifié simulé.....	64

Chapitre IV exploitation, comparaison et discussions des résultats

Tableau IV.1 Comparaison des résultats des trois niveaux de chute.....	82
Tableau IV.2 Comparaison des résultats (énergie maxi de l'impacteur) des trois niveaux de chute.....	83
Tableau IV.3 Comparaison des résultats (énergie incidente) trois niveaux de chute.....	83

Nomenclatures

\bar{C}_{ij}	matrice constitutive dans le système global
σ_{ij}	Tenseur de contrainte
C_{ij}	Coefficient de la matrice de rigidité [C]
E_x, E_x	module de Young
V_f	fraction volumique de fibres
V_m	fraction volumique de la matrice
ϑ_{ij}	coefficients de contraction
ε_i	déformation dans la direction i (r, z)
u_i	déplacement dans la direction i (r, z)
S	contrainte de cisaillement
γ_{ij}	Déformation angulaire dans la plane (i, j= r, θ , z)
r_{ij}	Contrainte de cisaillement dans la plane (i, j= r, θ , z)
[T]	Matrice de transformation
$[T_\sigma], [T_s]$	Les matrices du changement de base de la contrainte et la déformation
γ_0	La relation du tube par unité de longueur
N	Résultantes en membrane
A	La matrice de rigidité en membrane.
B	La matrice de couplage membrane-flexion-torsion
D	La matrice de rigidité en flexion.
M	Moments de flexion et de torsion
ε_m	déformation en membrane
σ_k	la matrice des contraintes dans la couche k

Introduction Générale

Introduction générale

Par définition, les composites sont des matériaux structuraux qui se composent de deux ou plusieurs constituants non miscibles combinés au niveau macroscopique voir microscopique. Le but de ce mélange est d'avoir un matériau dont les performances sont meilleures que celles de ces composants pris séparément. L'un des constituants est appelé " phase de renfort" et celui qui l'enveloppe est appelé "matrice". La phase de renfort fourni la majorité de la résistance et de la rigidité du composite, elle peut être en forme de fibres, de particules ou d'écaïlle. La matrice représente, en général, la matière de liaison, qui soutient et protège la phase de renfort.

Depuis les 50 dernières années, les matériaux composites unidirectionnels à fibres continues connaissent une popularité grandissante au sein de plusieurs industries de pointe. Dans l'industrie aéronautique, par exemple, de plus en plus de composantes structures (ailes, fuselage, etc.) ou utilitaires (sièges, etc.) normalement fabriquées en aluminium sont remplacées par leurs équivalents en matériaux composites. Cette tendance est principalement motivée par les propriétés spécifiques (Les propriété divisée par la masse volumique) élevées de ces matériaux et leur impact direct sur la masse, et par conséquent, sur le rendement économique des structures entières.

Par exemple. Il est estimé (Gikhrist et Lévesque, 1999) que si un composite carbone / époxy, au lieu de l'aluminium. Est utilisé pour certaines sections d'un siège de passager, le rendement économique global d'un avion de ligne de 300 passagers peut être augmenté de environs 13 billion de dinars Algérien.

Le but de ce travail est donc d'analyser le comportement des matériaux composites sous impact mécanique par la méthode des éléments-finis.

Le mémoire est divisé en quatre chapitres :

Le premier chapitre : est consacré à l'étude bibliographique, portant sur les matériaux composites. Ou nous allons exposer leurs composants, leurs classifications, et leurs caractéristiques générales. Ensuite, nous allons présenter les avantages et inconvénients des matériaux composites en générale et matériaux composites structuraux.

Le deuxième chapitre : est consacré aux propriétés mécaniques et élastiques des matériaux composites. Nous évoquerons le processus de l'endommagement des matériaux composites et leurs caractéristiques ainsi que La formulation théorique du comportement mécanique des matériaux composites tout en expliquant les lois comportement élastique d'une couche hors

Introduction Générale

axes d'ortho tropique aussi bien que les lois de comportement élastique d'un matériau composite stratifié.

Le troisième chapitre : ce chapitre présente principalement des simulations numériques d'impact de projectile en acier de forme hémisphérique dont le niveau d'énergie d'impact est variable, sur une plaque en matériau composite. Cette simulation est faite en utilisant le logiciel Abaqus.

Le quatrième chapitre : est consacré à l'exploitation des résultats obtenus lors de la simulation numérique dans un premier temps, ensuite nous allons procéder à l'interprétation et la discussion des résultats.

CHAPITRE I

Généralités sur les matériaux composites

Introduction

Pour l'utilisation intensive de matériaux composites, nous présentons dans ce chapitre ces matériaux ainsi que leurs caractéristiques générales et leurs composants ensuite, Avantages et inconvénients des matériaux composites et matériaux composites structuraux. En fin, Les procédé de fabrication des composites.

I.1 Définition

Un matériau composite est constitué de l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux de natures différentes. Leur association est complémentaire et permet d'aboutir à un matériau dont les performances recherchées seront supérieures à celles des composants pris séparément. Un matériau composite est constitué dans le cas le plus général d'une ou plusieurs phases discontinues réparties dans une phase continue. La phase discontinue, appelée renfort ou matériau renforçant, est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue appelée matrice. [1]

I.2 Caractéristiques générales des matériaux composites

Dans le cas de plusieurs phases discontinues de natures différentes, le composite est dit hybride. La phase discontinue est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue.

La phase continue est appelée la matrice. La phase discontinue est appelée le renfort ou matériau renforçant. [2] (Figure I.1).

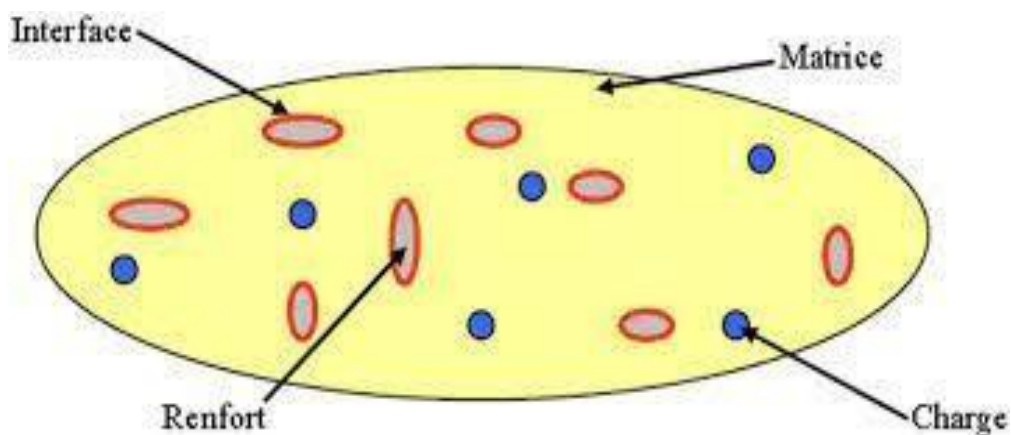


Figure I.1: Matériau composite [2]

Ces propriétés dépendent de beaucoup de facteurs qui résultent :

- Des propriétés, de la nature, et de la quantité des constituants,
- De leur distribution géométrique,
- De leurs interactions, etc.... [2].

I.3 Classification des matériaux composites

Selon la nature de la matrice, on distingue trois grandes classes de composites, considérées ici par ordre croissant de tenue en température :

- ✓ Les composites à matrice polymère (CMP)
- ✓ Les composites à matrice métallique (CMM)
- ✓ Les composites à matrice céramique (CMC)

Les matériaux utilisés comme renforts présentent de bonnes propriétés mécaniques intrinsèques (carbone, alumine, silice, bore, kevlar, acier, nitrure et carbure de silicium...). Les renforts continus ou fibres longues procèdent d'un diamètre qui varie selon leur nature, entre quelques micromètres et une centaine de micromètres.

Selon l'application envisagée, l'assemblage de ces fibres longues peut être unidimensionnel (plis unidirectionnels), bidimensionnel (plis tissés, mats à fibres coupées de quelques centimètres ou à fibres continues) ou tridimensionnel (tissus multidimensionnels).

Les matrices polymères renforcées par des fibres de verre, sont employées dans les produits de grande diffusion, et possèdent une grande importance. Les fibres de carbone et de kevlar sont utilisées dans pour des applications plus spécifiques de hautes performances telles que l'aéronautique et l'aérospatiale. D'autres types de renforts sont employés tels que des billes (verre, élastomère ...) et des charges (fibres broyées, écailles, poudres...). L'utilisation des (CMP) reste limitée au domaine de températures inférieures à 200°C, [3].

I.4 Composants

Les principaux constituants sont le renfort et la matrice. Le renfort a pour rôle d'apporter au matériau composite ses performances mécaniques élevées. La matrice qu'on appelle aussi liant, son rôle est de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures. [4]

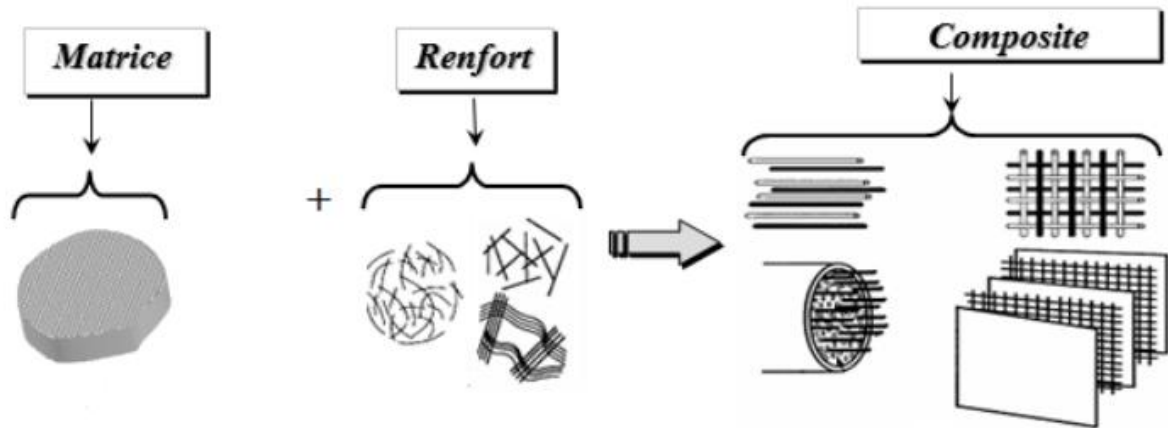


Figure I.2 : Différents constituants d'un matériau composite. [5]

I.4.1 La matrice

Le rôle de la matrice est principalement de lier les fibres, mais aussi, d'assurer une répartition spatiale est homogène du renfort. D'un point de vue mécanique, la matrice transmet et répartie les effortsexternes vers le renfort. D'un autre côté, elle apporte à la structure une tenue chimique et donner la forme désirée au produit.

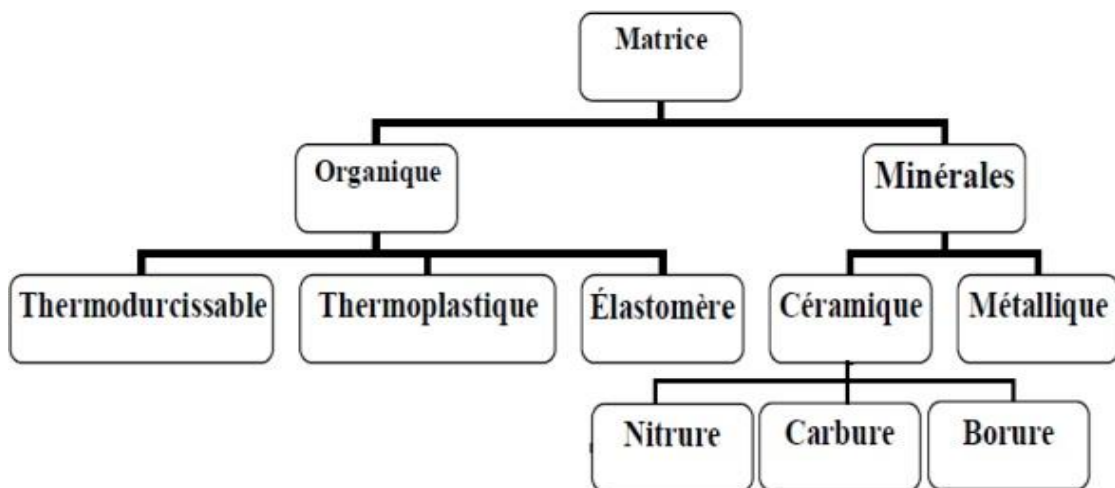


Figure I. 3 : Classification des matrices. [7]

I.4.1.1 Les matrices organiques

a) Les matrices thermodurcissables (TD)

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois. Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants. Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, Aminoplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables. Les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. [7]

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

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

Cette résine a pour principal avantage d'être économique. Elle se travaille sur différents supports (bien préparés), même si elle reste à privilégier sur le bois ou une autre base polyester, or il vaut mieux avantager une base époxy sur de l'époxy pour une durabilité accrue.

Tableau I.1 : Principales caractéristiques mécaniques des résines polyesters.

Masse volumique (1200kg/m³)	1 200
Module d'élasticité en traction (GPa)	2,8 à 3,5
Module d'élasticité en flexion (GPa)	3 à 4,5
Contrainte à la rupture en traction (MPa)	50 à 80
Contrainte à la rupture en flexion (MPa)	90 à 130
Allongement à la rupture en traction	2 à 5 %
Allongement à la rupture en flexion	7 à 9 %
Résistance en compression (MPa)	90 à 200
Résistance au cisaillement (MPa)	10 à 20
Température de fléchissement sous charge (1,8 MPa)	60 à 100 °C

Suivant leur module d'élasticité, les résines polyesters sont classées en :

- Résines souples.
- Résines semi-rigides.
- Résines rigides

Parmi les avantages des polyesters insaturés, nous retiendrons :

- une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé,
- une bonne stabilité dimensionnelle,
- une bonne mouillabilité des fibres et des tissus,
- la facilité de mise en œuvre,
- une bonne tenue chimique,
- un faible coût de production,
- une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- une tenue médiocre en température : inférieure à 120 °C en service continu,

- un retrait important de l'ordre de 8 à 10 %,
- un mauvais comportement à la vapeur, à l'eau bouillante avec risque d'hydrolyse, d'où la nécessité de recouvrir les matériaux composites à résines polyesters d'une couche de "gel-coat" de manière à les rendre étanches,
- une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets,
- une inflammabilité

• **Les résines de condensation:**

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

- ✓ Les résines phénoliques : sont les plus anciennes des résines thermodurcissables dont la plus connue est la bakélite

Parmi les avantages, nous citerons :

- une excellente stabilité dimensionnelle,
- une bonne tenue à la chaleur et au fluage,
- une bonne résistance aux agents chimiques,
- un faible retrait,
- de bonnes caractéristiques mécaniques,
- un faible coût.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- une mise en œuvre sous pression, donc à faibles cadences,
- les couleurs foncées des résines,
- une non adaptation à des utilisations alimentaires.

Les caractéristiques des résines aminoplastes sont voisines de celles des Résines phénoliques. Aux avantages de ces résines, il faut ajouter:

- la possibilité d'utilisations alimentaires,
- la possibilité de colorer les résines,

• **Les résines époxydes:**

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes.

Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters).

Parmi les avantages des résines époxydes, nous retiendrons :

- de bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, fluage, etc.)

supérieures à celles des polyesters,

- une bonne tenue aux températures élevées : jusqu'à 150 °C à 190 °C en continu;
- une excellente résistance chimique,
- un faible retrait au moulage (de 0,5 à 1 %),
- une très bonne mouillabilité des renforts,
- une excellente adhérence aux matériaux métalliques.

Parmi les inconvénients, nous citerons :

- un temps de polymérisation long,
- un coût élevé,
- la nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre,
- une sensibilité à la fissuration.

b) Les matrices thermoplastiques (TP) :

Les résines thermoplastiques ont des propriétés mécaniques faibles. Ces résines sont dures et solides qui nécessitent une transformation à très haute température. Les polychlorures de vinyle (PVC), les polyéthylènes, polypropylène, polystyrène, polycarbonate polyamide sont quelques exemples de ces résines thermoplastiques.

De même que pour les résines thermodurcissables, les matériaux les plus performants ont des caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible. [7]

Tableau I.2 : Principales différences entre les Matrices TP et TD. [6]

Matrices	ThermoplastiquesTP	ThermodurcissablesTD
Etat de base	Solide prêt à l'emploi	Liquide visqueux à polymériser
Stockage	Illimité	Réduit
Mouillabilité renforts	Difficile	Aisée
Moulage	Chauffage + refroidissement	Chauffage continu
Tenue au choc	Assez bonne	Limitée
Tenue thermique	Réduite	Bonne
Chutes et déchets	Recyclables	Perdus ou recyclés en charges
Conditions de travail	Propreté	Emanation pour « méthode humide »
Cycle	Court	Long

I.4.1.2 Les matrices minérales

a) la matrice céramique :

Les matériaux utilisés sont les carbures de silicium et de carbone. Ils sont utilisés pour la fabrication des pièces qui subissent des contraintes d'origine thermique et leur coût est très élevé. [8]

b) La matrice métallique :

Les composites à matrice métallique possèdent une bonne tenue en température ainsi que

de bonnes propriétés électrique et thermique. Par rapport aux métaux, ils ont une meilleure stabilité dimensionnelle, ainsi qu'une meilleure résistance à l'usure. [8]

I.4.2 Les renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes : linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tridirectionnel ou plus). [7]

I.4.2.1 Différents types de renforts

Il y a différents type de renfort

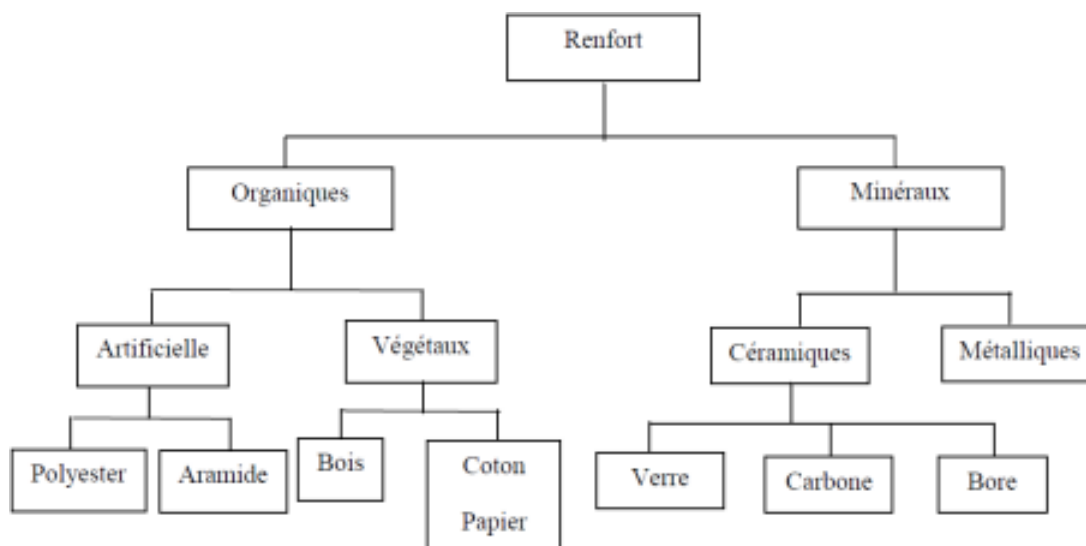


Figure I.4 : Les différents types de renfort de base [7].

A) Types de matériaux composites:

Généralement, les composites sont employés sous forme de corps bidimensionnels, plaques ou

Coques, et en ce qui concerne leur comportement mécanique et l'usage structurel, peuvent être distingués en :

- **Composites à fibres courtes:** les fibres sont dispersées aléatoirement dans une matrice isotrope; le comportement mécanique macroscopique est isotrope;
- **Composites à fibre longues:** les fibres sont disposées de façon ordonnée et orientée

dans une matrice isotrope; le comportement mécanique macroscopique est globalement anisotrope.

a) Fibres de verre

Elles constituent 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).

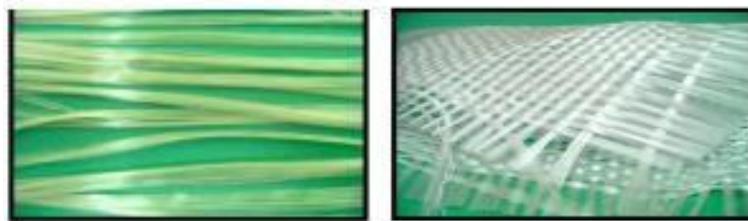
On distingue trois types de fibres: [9]

E : pour les composites de grande diffusion et les applications

courantes ;

R : pour les composites de hautes performances ;

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



a- Roving de verre

b- Tissu de verre



c- Mat de verre

Figure I.5 Différents types de fibres de verre (documentation Ahlstrom)

b) Fibres de carbone

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées {partir d'un polymère de base, appelé précurseur actuellement, les fibres précurseurs utilisées sont des fibres acryliques élaborées à partir, du polyacryl nitrrique (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement des qualités du précurseur [7].

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une décomposition thermique sans fusion des fibres aboutissant à une graphitassions. Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone. C'est la fibre la plus utilisées

Dans les applications de hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres [9]:

* 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.

c) Fibre d'aramide :

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[9].

d) Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions.

Quelques exemples de fibres céramiques [7] :

- fibres de Carbure de Silicium ;
- fibres de Bore ;
- fibres de Bore carbure de silicium.

e) Les autres fibres :

Généralement ces fibres sont utilisées pour des applications spécifiques (papiers spéciaux, pour une bonne conductivité électrique...). Elles possèdent des modules

d'élasticité très faibles comparés aux autres fibres. Ces fibres sont appréciées à cause de leur prix de revient assez bas pour la plupart d'entre elles et la haute capacité d'isolation thermique pour certaines d'entre elles. Parmi ces autres types, on peut citer:

- les fibres d'origine végétale (cellulose, lin, chanvre,... etc.).
- les fibres d'origine minérale (amiante, silice).
- les fibres synthétiques (tergal, dacron, etc.) issus des polyesters, de polypropylène ou de polyéthylène.
- les fibres métalliques (acier, cuivre, aluminium) qui sont utilisées souvent avec des matrices métalliques.

I.4.2.2 Architecture des renforts

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée [9]

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

a) Unidirectionnelle :

Les fibres sont orientées dans une même direction ; elles sont parallèles et peuvent se présenter sous deux formes :

- Sans liaison particulière (roving).
- Reliées par un fil (nappes). [9]

b) Multidirectionnelle aléatoire :

La rigidité et la résistance des fibres sont de l'ordre de 50 à 100 fois supérieures à celles des résines. Elles peuvent se présenter sous les formes :

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

c) Orientée

Le tissu comporte des fils de chaîne ou de trame (fibres bidirectionnelles) ; suivant le mode de croisement de la trame et de la chaîne, le tissu sera une toile, un sergé ou un satin. On réalise également, pour des applications particulières (aérospatiale, défense), des

armatures de renforcements bi-ou tridimensionnelles. On réalise aussi des plaques ou coques dont la raideur et la résistance varient avec la direction de la sollicitation (figure I.6).

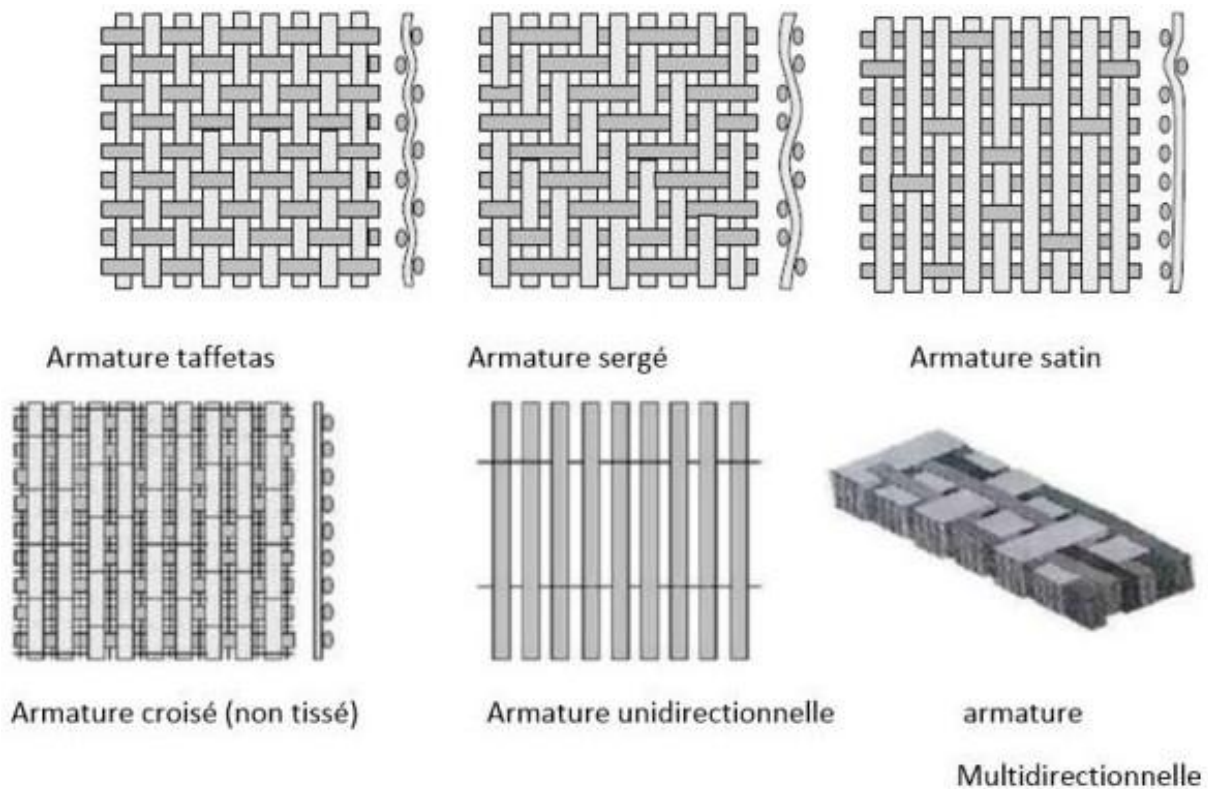


Figure I.6 : Principales orientations des fibres [10]

I.5 Caractéristiques générales:

Les matériaux composites offrent une combinaison de caractéristiques générales comparable ou supérieure à celle de nombreux matériaux métalliques ou traditionnels. En effet, en raison de leur faible densité, les rapports résistance / poids et module-poids de ces matériaux composites sont nettement supérieurs à ceux des matériaux métalliques. La phase discontinue (le renfort) est habituellement plus dure avec des propriétés mécaniques supérieures à celles de la phase continue (la matrice). En outre, la résistance à la fatigue et la tolérance à la fatigue de nombreux stratifiés composites sont excellentes. Les propriétés des matériaux composites dépendent de beaucoup de facteurs et sont différentes selon les divers types de matériaux composites, ces propriétés résultent de :

Des propriétés, de la nature et de la quantité des matériaux constitutifs.

- Des constituants, de la géométrie et de la distribution du renfort.
- De leurs interactions, de la nature de l'interface matrice-renfort, etc

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- La légèreté et le gain de masse

- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée).
- L'absence de corrosion.
- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture).
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur.
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, pétroles...).
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne.
- Très forte anisotropie

I.6 Avantages et inconvénients des composites

Les composites sont préférés à d'autres matériaux parce qu'ils offrent des atouts liés à :

- Leur légèreté
- Grande résistance à la fatigue
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion
- Insensibilité aux produits chimiques
- Possibilité de prendre plusieurs formes (pièces complexes)

Cependant certains inconvénients freinent leur diffusion

- Les coûts des matières premières et des procédés de fabrication
- La sensibilité à la chaleur
- La gestion des déchets engendrés et la réglementation de plus en plus stricte. [11]

I.7 Structure du composite

Les structures des matériaux composites peuvent être classées en trois types [12] :

I.7.1 Les monocouches

Les monocouches représentent l'élément de base de la structure composite. Les différents types de monocouches sont caractérisés par la forme du renfort : à fibres longues (unidirectionnelles, réparties aléatoirement), à fibres tissées, à fibres courtes.

I.7.2 Les stratifiées

Un stratifié est constitué d'un empilement de monocouches ayant chacun une orientation propre par rapport à un référentiel commun aux couches et désigné comme le référentiel du stratifié. Le choix de l'empilement et plus particulièrement des orientations permettra d'avoir des propriétés mécaniques spécifiques.

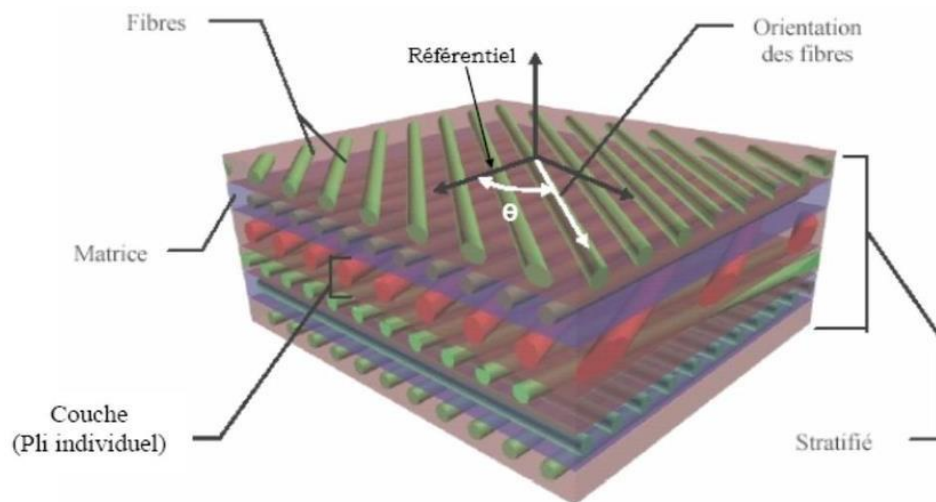


Figure I.7: composite stratifié.

I.7.3 Les sandwiches

Les matériaux composites de types sandwiches sont principalement constitués de deux composants nommés : peau et noyau. Les propriétés de ce type de matériaux dépendent de celles du noyau et des peaux, de leurs épaisseurs et des caractéristiques de liaison entre elles, sont constituants par [12]:

- Le noyau : matériaux solide à faible densité, Matériaux à haute densité augmentés en forme cellulaire, Matériaux à haute densité augmentés sous la forme ondulée.
- La peau : Une large variété de matériaux est utilisée comme peau, par exemple : les feuilles de métaux comme l'aluminium, le titane,...etc.

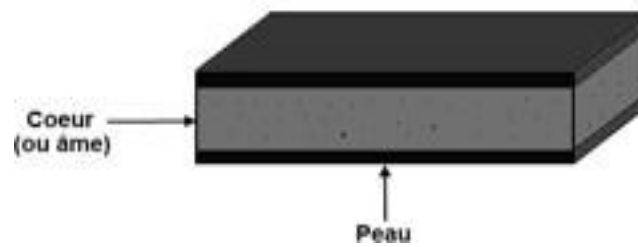


Figure I.8: Composite sandwiches.

I.8 Les diverses applications du Composite

Les composites trouvent leurs principales applications dans le transport aérien (civil et militaire), maritime et ferroviaire, le bâtiment, l'aérospatial ainsi que les sports et loisirs, notamment grâce à leur bonne tenue mécanique comparable aux matériaux homogènes comme l'acier et leur faible masse volumique. Les fibres de verre sont utilisées notamment dans la fabrication de pièces industrielles, de piscines, de pièces pour bateaux, d'éléments automobiles, de transports, et agricoles, de supports publicitaires, ou pour quelques pièces ou objets de décoration et d'ameublement. Les fibres de carbone sont utilisées principalement dans les secteurs de l'aviation et du nautisme. Cependant, nombre de secteurs d'activités demeurent à explorer quant à l'usage des matériaux composites et leurs valeurs intrinsèques.

Quelques exemples d'applications:

I.8.1 Secteur automobile

- Suspensions à lamelles en fibre de verre.
- Utilisation de plastiques renforcés dans des nombreuses parties moulées (portières, pare-choc etc.) [13]



Figure I.9 : l'utilisation de composite Secteur automobile

I.8.2 Secteur ferroviaire.

- Suspensions en fibre de verre.
- Parties moulées non structurales (panneaux isolants et phono-absorbants, pare-choc en panneaux sandwich etc.) [13]

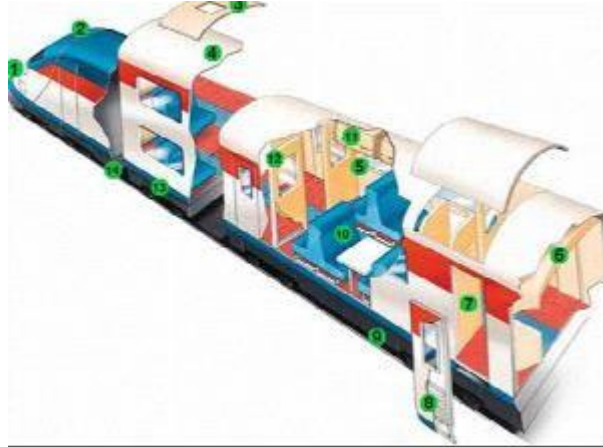


Figure I.10 l'utilisation de composite Secteur ferroviaire

I.8.2 Secteur naval.

- Coque en sandwich.
- Structures en composite.
- Mat et voiles en carbone.



Figure I.11 l'utilisation de composite Secteur naval.

I.8.4 Secteur aéronautique.

- Plusieurs parties structurales et aérodynamiques sont en stratifié ou sandwich (dans l'A380, la pièce qui opère la jonction entre ailes et fuselage est en composite). [13]
- Freins en carbone (brevet Messier-Bugatti): matrice en carbone et fibres non tissées en carbone aussi.
- Pales des hélices et des turbines, même à contrôle passif du pas.



Figure I.12 l'utilisation de composite Secteur aéronautique.

I.8.5 Secteur sport.

- Coques et freins en carbone pour voitures de compétition (F1 et formule endurance).
- Vélos de compétition en carbone.
- Canoës et kayaks en fibre de verre ou de carbone.
- Skis et raquettes de tennis en composite, avec aussi contrôle passif ou actif des vibrations par systèmes piézoélectriques.



Figure I.13 l'utilisation de composite Secteur sport.

I.9. Conclusion

Les matériaux composites sont des matériaux innovants, caractérisés par un bon comportement mécanique, chimique et physique. Ces propriétés dépendent essentiellement du type et de l'architecture du renfort avec quelques charges et additifs, qui permettent d'utiliser ces matériaux dans tous les domaines.

CHAPITRE II

Les Propriétés mécaniques des matériaux composites

II.1 Propriétés mécaniques des matériaux composites

Les intérêts d'utiliser des résines thermodurcissables renforcées de fibres de verre pour produire des bateaux de plaisance sont nombreux : légèreté, prix, obtention de formes complexes, pas de corrosion, ... L'avantage principal des composites à renforts fibreux est qu'ils permettent de définir des directions privilégiées de renforcement. En fonction des efforts à reprendre, le concepteur est potentiellement libre d'orienter les fibres de renfort comme il le souhaite. Le matériau final obtenu est de ce fait souvent anisotrope. C'est pourquoi on parle de la nécessité de penser composite pour profiter au maximum du potentiel de ces matériaux. En pratique, les composites utilisés sont moins exotiques et leur configuration conduit généralement à la réalisation de matériaux quasi-isotropes dans leur plan. La séquence de l'empilement influence toutefois le comportement des stratifiés car des couplages membrane / flexion existent.

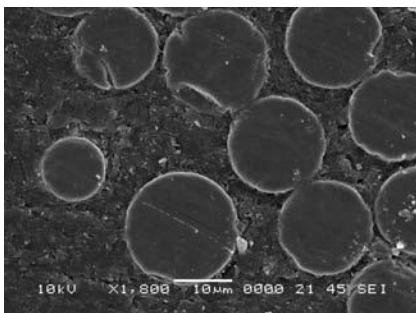
Pour estimer les propriétés mécaniques des tels matériaux, il existe des relations micromécaniques et des méthodes d'homogénéisation. Les calculs fonctionnent en général bien pour la rigidité en traction ou en flexion mais deviennent complexes pour les contraintes de rupture et des sollicitations de cisaillement ou de compression. L'idéal est d'effectuer des campagnes d'essais sur les matériaux transformés mais cette démarche peut se révéler trop coûteuse si elle est faite de manière automatique. En fait, le juste milieu consiste sans aucun doute à conjuguer les deux. L'expérience revêt encore beaucoup d'importance lorsque l'on évoque cette question. Cela est d'autant plus vrai que les propriétés des composites

II.1.1 Propriétés

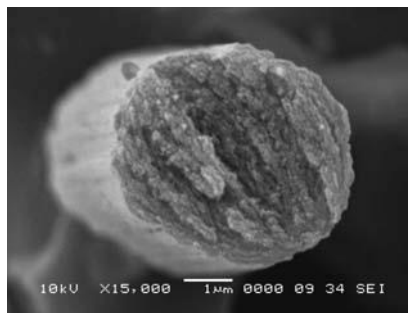
Avant tout, il est intéressant de remarquer que les caractéristiques des fibres sont fonction de leur nature mais aussi de leur microstructure. La Figure II.1 montre les sections de trois types de fibres observées par microscopie électronique à balayage : verre E, carbone PAN et carbone Pitch. On constate la présence de structures très différentes : régulières pour les fibres de verre, en "oignon" pour les fibres de carbone PAN et radiale pour les fibres Pitch. Ces observations illustrent l'influence de la structure sur le comportement d'une fibre (verre E isotrope et carbone anisotrope) et sur ses propriétés dans le cas des fibres de carbone (PAN, Pitch). Le Tableau II.1 regroupe les principales propriétés des fibres de verre E, de carbone et de Kevlar [14, 15,16] De par leurs performances mécaniques importantes, les fibres permettent de renforcer efficacement des polymères et particulièrement les résines thermodurcissables. Les courbes contrainte/allongement en traction des principales fibres de renfort sont présentées Figure II.2 [17] Pour l'ensemble des fibres le comportement est élastique linéaire en traction.

Tableau II.1 Propriétés des principales fibres de renfort.

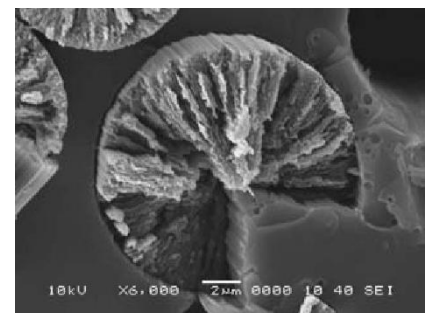
fibre	Diamètre	Masse Volumique (Kg/m ³)	Module Longitudinal (Gpa)	Module (Gpa)	Coefficient	Contrainte de rupture (Gpa)	Allonge à rupture (%)
Verre E	15-20	2520-2600	72-77	77-72	0.2-0.25	2.1-3.4	2.8-3.5
Kevlar 49	12	1450-1490	124-135	5-6	0.40	2.8-3.5	1.9-2.5
Carbone HR	7	1750-1800	200-260	15	0.30	2.5-4.5	1-1.8
Carbone HM	5-6	1800-1950	360-600	6	0.35	2.2-4	0.5-1.2



Fibres de verre E



Fibres de carbone PAN



Fibres de carbone Pitch

Figure II.1 Observation MEB de sections de composites - Mise en évidence de la micro-structure des fibres de verre et de carbone.

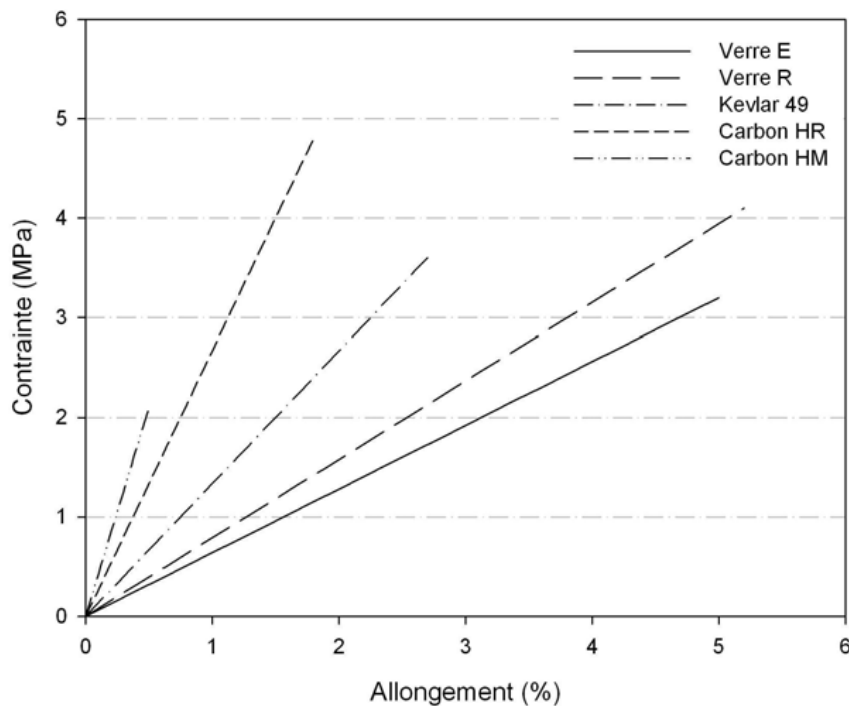


Figure II.2 Courbes contrainte/allongement en traction des principales fibres de Renfort [17]

II.1.2 Propriétés élastiques

Pour prédire les propriétés élastiques d'un composite, nous allons voir qu'il est nécessaire d'effectuer plusieurs hypothèses simplificatrices. Ces hypothèses concernent les microstructures du matériau mais aussi le comportement des fibres et de la matrice. Un matériau idéal et fictif est alors obtenu. En prenant en compte une microstructure idéale, des méthodes d'homogénéisation permettent d'obtenir des expressions micromécaniques traduisant les propriétés élastiques d'un pli composite. Concernant le comportement global des stratifiés, un matériau homogène équivalent est défini. Ses propriétés sont déterminées à partir des caractéristiques élastiques des plis rentrant dans sa composition.

II.1.2.1 Définitions

Les fibres et les matrices utilisées en construction navale peuvent être de différentes natures comme il a été évoqué précédemment. Pour définir leurs propriétés élastiques et à rupture, nous utiliserons par la suite les dénominations générales du Tableau II.2 avec l'indice f pour la fibre et l'indice m pour la matrice. Les matrices sont considérées comme isotropes. C'est aussi le cas des fibres de verre mais pas des fibres de carbone et de Kevlar qui sont anisotropes. Pour prendre en compte l'anisotropie éventuelle des fibres, deux indices supplémentaires l et t sont introduits. Ils correspondent respectivement aux directions longitudinale et transverse des fibres. Par ailleurs, les propriétés de la matrice et des fibres sont souvent différentes suivant la nature

De la sollicitation (traction, compression, ...). Il est donc indispensable de tenir compte de tous ces facteurs afin de modéliser correctement les propriétés d'un pli composite.

Tableau II.2 Propriétés mécaniques des fibres et de la matrice

	Module d'young	Module de Coulombe	Coefficient de poisson	Contrainte à rupture	Déformation à rupture
Fibre	E_f	G_f	ν_f	σ_f^r	ε_f^r
Matrice	E_m	G_m	ν_m	σ_f^r	ε_f^r

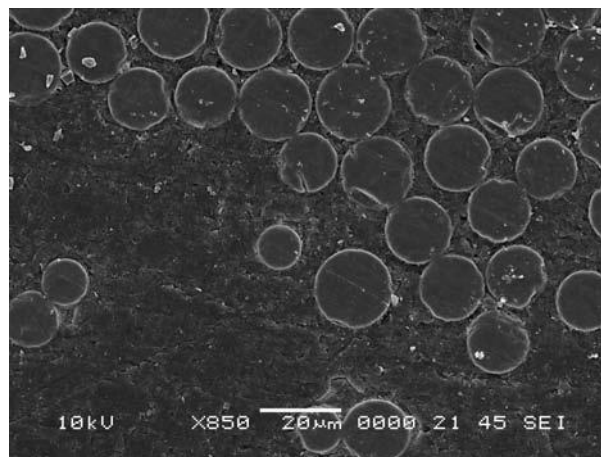


Figure II.3 Coupe transversale d'un composite renforcé par des fibres unidirectionnelles de verre - Photographie prise en microscopie électronique balayage.

II.1.3 Propriétés élastiques d'un empilement

Pour la fabrication des coques, les matériaux mis en oeuvre en construction navale sont très souvent des stratifiés monolithiques résultant de la superposition de couches ou plis composites. Leurs propriétés dépendent à la fois de la nature des plis utilisés (UD, mat, tissu) et de la séquence d'empilement. Au regard de la géométrie des panneaux structurels rentrant dans la définition des coques, les stratifiés monolithiques sont modélisables par des plaques minces pour lesquelles longueur l et largeur b sont grandes devant l'épaisseur h . Soit (x, y, z) le repère global de sollicitation (Figure 2.4) permettant de repérer les plis par rapport au plan moyen géométrique (x, o, y) et définir les déplacements et efforts globaux de la plaque stratifiée. Les couches et inter-couches sont numérotées à partir du bas de la plaque à partir des z croissants. Les hypothèses de calculs sont les suivantes : - le comportement matériaux de chaque pli composite est élastique

linéaire, - on se place dans le cadre des petits déplacements et petites déformations. On suppose que la plaque peut être soumise à des sollicitations de membrane (N_x, N_y, T_{xy}) et de flexion (M_x, M_y, M_{xy}) qui correspondent respectivement à des efforts et à des mo-ments par unité de largeur. Par définition, u_0 et v_0 sont les composantes du déplacement dans le plan moyen et w_0 est le déplacement en dehors du plan moyen du stratifié. La détermination d'une loi de comportement globale passe par la définition d'un matériau homogène équivalent. Le vecteur du comportement est une matrice dont les composantes sont déterminées à partir des propriétés élastiques des plis. Dans le cadre de l'élasticité linéaire, la relation de comportement du matériau homogène équivalent s'écrit :

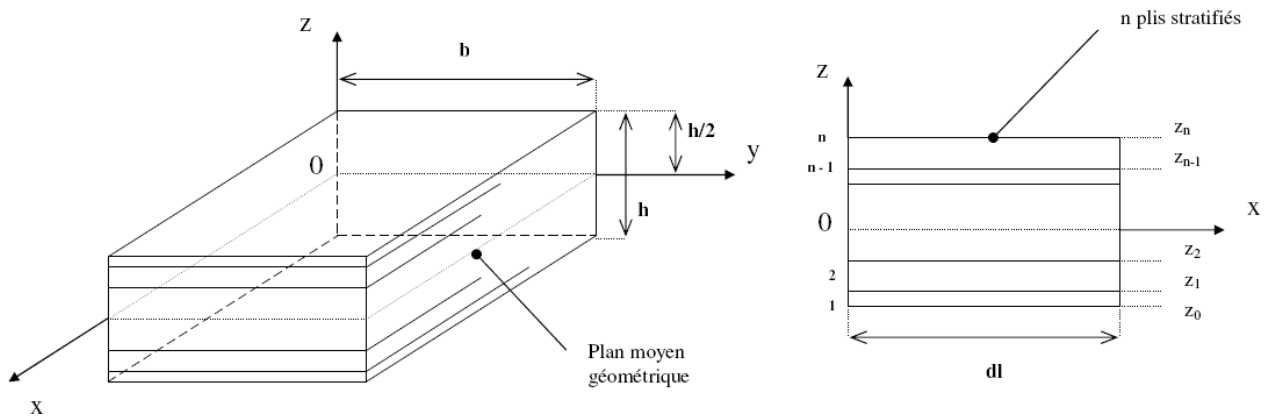


Figure II.4 Repère global du stratifié.

II.1.4 Propriétés à rupture

L'objectif de ce paragraphe est de présenter les principaux mécanismes d'endommagement qui se produisent au sein d'un matériau composite à matrice thermodurcissable et renforcé de fibres longues. Une fois initié, l'endommagement est irréversible et peut conduire à terme à la ruine totale du composite. Pour prédire la rupture du pli, un certain nombre d'expressions micromécaniques existent dans la littérature. Basées sur les mêmes hypothèses simplificatrices que pour la détermination des propriétés élastiques, elles ne tiennent pas compte de tous les paramètres qui conditionnent la rupture qui est un phénomène local.

Ces expressions doivent souvent être utilisées avec prudence mais sont très intéressantes pour comprendre les mécanismes de rupture du pli. Dans la plupart des cas, des essais expérimentaux sont nécessaires afin d'obtenir les propriétés mécaniques ultimes d'un pli.

II.1.5 Propriétés mécaniques des fibres

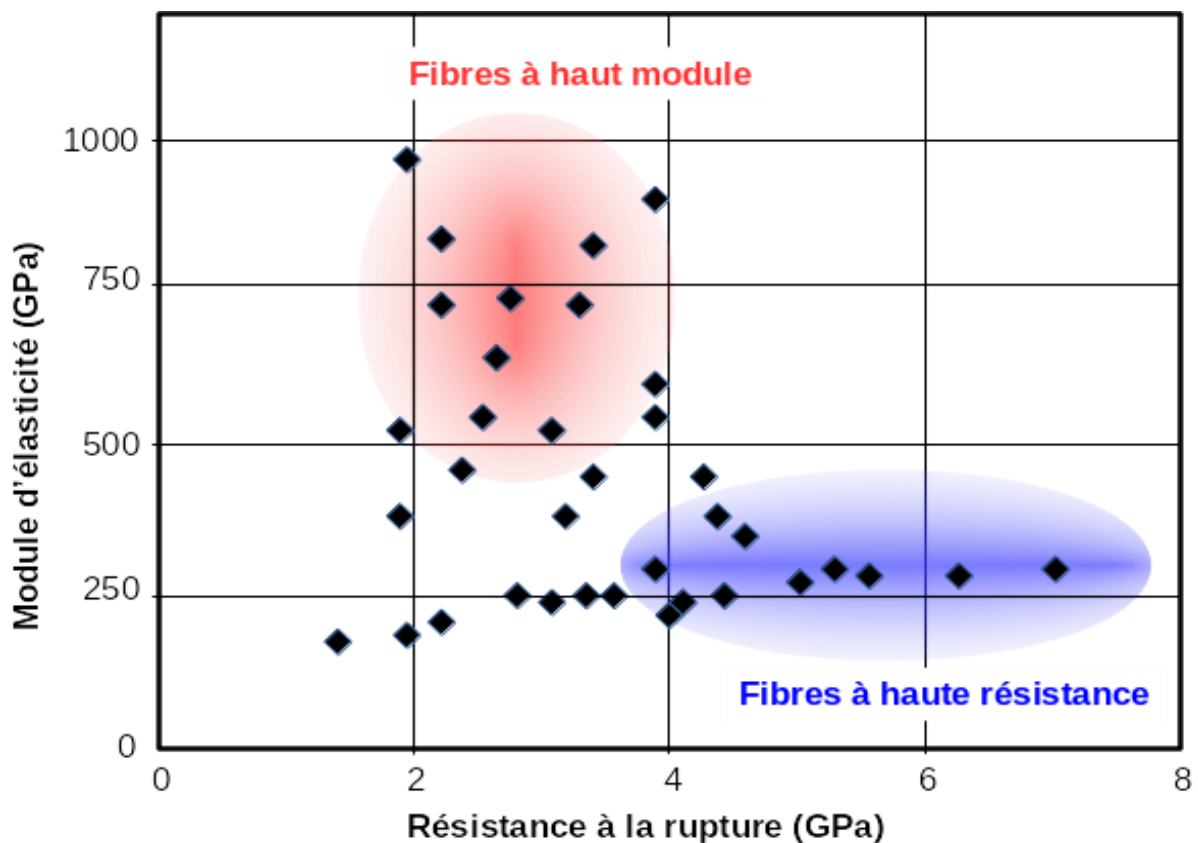
II.1.5.1 propriété mécanique de fibre carbone

Une fibre est un matériau monodimensionnel, c'est l'arrangement des fibres en deux ou trois dimensions qui permettra d'obtenir une pièce en composite C/C ayant de bonnes propriétés mécaniques. Les propriétés d'usage d'une fibre de carbone sont donc caractérisées dans le sens longitudinal de la fibre.

Le diamètre des fibres de carbone est aujourd'hui compris entre 5 et 10 μm . La densité des fibres de carbone est de l'ordre de 1,7. Ceci permet de concevoir des matériaux composites ayant une densité similaire, ce qui représente un allègement très important par rapport à des matériaux métalliques.

L'utilisation principale des fibres de carbone est l'élaboration de matériaux composites ayant des propriétés mécaniques améliorées pour un poids réduit. Les propriétés mécaniques sont donc les caractéristiques essentielles d'une fibre. Deux paramètres sont principalement utilisés [18] :

- le module d'élasticité qui correspond au rapport entre une contrainte appliquée et la déformation de la fibre ;
- la contrainte correspondant à la rupture de la fibre nommée « résistance à la rupture ».



Une fibre ayant un module d'élasticité élevé se déformera très peu, mais pourra se rompre pour des contraintes modérées. Utilisée comme renfort, elle pourra conduire à un matériau ayant un caractère fragile. Ce type de fibre est nommé fibre à haut module. Une fibre ayant un module d'élasticité plus modéré aura une résistance à la rupture plus importante, elle pourra conférer au matériau composite une meilleure résistance à la rupture mais une déformabilité plus importante.

Si une fibre de carbone a un caractère très graphitique et une structure très ordonnée, elle aura un module d'élasticité élevé, par contre elle aura un caractère fragile. Le contrôle de cette structure est obtenu par le choix du précurseur (une fibre ex-brai est en général plus graphitique qu'une fibre ex-PAN), mais aussi par l'utilisation d'un traitement thermique à très haute température.

Les fibres de carbone étant composées de domaines graphitiques, elles profitent des propriétés électriques du graphite. Le graphite est un matériau anisotrope ayant une très bonne conductivité électrique dans le sens des plans de graphie. Comme les domaines graphitiques sont orientés dans la direction longitudinale dans les fibres, ces dernières présentent aussi de bonnes propriétés thermiques et électriques selon la direction du fil. La résistivité électrique d'une fibre diminue donc si son caractère graphitique augmente, les valeurs varient de $900 \mu\Omega \text{ cm}$ pour une fibre à haut module (350 à 500 GPa) à $1\ 650 \mu\Omega \text{ cm}$ pour les fibres ayant des modules moins élevés (200 à 300 GPa)¹¹. La conductivité thermique est elle aussi dépendante de la structure, elle peut varier de $20 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ pour des fibres de module intermédiaire à $80 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}$ pour des fibres à haut module [19]

II.1.5.2 propriété mécanique de Fibre d'aramide

Les fibres de méta-aramide (Nomex®, Conex®, Kermel®...) ou para aramide (Kevlar®, Twaron®...) sont toutes deux des fibres sans température de fusion (elles carbonisent) utilisées pour leurs résistances thermiques (200-250°C). Cependant, la nuance importante entre méta et para aramide réside en la différence de tenue mécanique, le para-aramide (teinte naturelle jaune) étant bien plus résistant mécaniquement.

Ces fibres d'aramides sont les plus répandues et réalisent la plus grande part des textiles à usages techniques. Elles sont présentes dans divers milieux tels que : l'automobile (composites, pneus...), le sport (cordages, composites...), la défense et le secours (protection au feu, à la chaleur...), le transport, l'aéronautique ou l'aérospatiale...

Notons que les fibres aramides ne sont pas, ou difficilement teintées et que les gammes coloristiques sont souvent limitées.

Les surcoûts non négligeables et les quantités minimales de mises en œuvre importantes peuvent être demandées dans le cas de besoin de fibres non-feu colorées.

II.1.5.3 Propriété mécanique de fibre verre

La fibre de verre est intéressante à plus d'un titre. Ainsi elle permet des réductions de poids en perfectionnant les performances, pour un prix compétitif : on peut en faire une fabrication en séries. Elle permet par exemple un allègement des structures d'environ 30 % comparé à l'acier.

Parmi les autres propriétés, citons l'inertie chimique, la résistance aux chocs, l'isolation, ...

Les principales utilisations de la fibre sont, par ordre d'importance :

- les bâtiments et les infrastructures (29 %) ;
- les transports (25 %) ;
- l'électricité et l'électronique (16 %) ;
- les sports et loisirs (14 %) ;
- les équipements industriels (11 %).

II.1.6 Propriétés mécaniques des composites à usage naval

Les résines thermodurcissables et les fibres utilisées en construction navale de plaisance conduisent à la création d'empilements hétérogènes et bien souvent anisotropes. Les propriétés de tels stratifiés dépendent de celles des constituants de base (matrice, fibres et interface) mais aussi des conditions de mise en œuvre au travers, notamment, du taux de renforcement. La microstructure d'un composite est par ailleurs complexe et il est nécessaire de l'idéaliser si l'on veut prédire son comportement. Dans ce Chapitre, un certain nombre de modèles sont présentés afin d'évaluer les propriétés élastiques et à rupture des composites monolithiques. Une attention particulière étant apportée sur la description des mécanismes pilotant l'endommagement des stratifiés.

II.2 Endommagement des matériaux composites

L'endommagement d'un matériau est un processus irréversible qui conduit à l'apparition de défauts locaux. Contrairement aux matériaux métalliques, pour lesquels l'endommagement dépend du chargement imposé, les composites présentent toujours les mêmes endommagements. Du fait de l'hétérogénéité de leur structure, il n'existe pas de mécanisme unique mais plusieurs types de dégradations différentes par leur nature et leur mode de développement. Ces dégradations apparaissent à différentes échelles (Figure 3.1). Ainsi, on distingue [20] :

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

Ces endommagements ne sont pas présents uniformément dans la structure. Ils dépendent du type de sollicitation, mais aussi de l'orientation et de la proportion des renforts. Sandhu [86] s'est d'ailleurs intéressé à la détermination de la part de chacune des sollicitations uniaxiales élémentaires (longitudinale, transversale, cisaillement) dans l'endommagement d'un stratifié. Pour les orientations fortes (entre 0 et 10°), ce sont les contraintes longitudinales qui contribuent fortement à la dégradation alors que pour les orientations faibles (70-90°), ce sont les contraintes transversales qui participent davantage. Il a également remarqué que dans les structures $\pm 45^\circ$ ce sont les contraintes en cisaillement qui contribuent fortement à la dégradation.

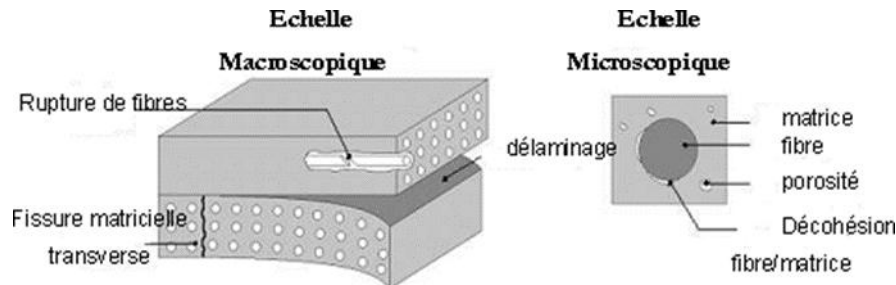


Figure II.5 Principaux endommagements rencontrés dans un matériau composite [20]

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

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

II.2.1 Technique de détection de l'endommagement

Les méthodes de détection et quantification de l'endommagement d'un stratifié composite sont multiples. Elles peuvent être parfois couplées. On distingue en général les méthodes de caractérisation directes, qui permettent de suivre l'endommagement en l'observant directement et les méthodes de caractérisations indirectes.

II.2.1.1. Méthodes directes de caractérisation

a) Microscopie optique

Il s'agit de la méthode de caractérisation de l'endommagement la plus simple, basée sur son observation directe à l'aide d'un microscope optique. Cette observation peut être faite après l'essai. Pour cela, il est nécessaire de démonter l'éprouvette. Elle peut être également effectuée in-situ, c'est-à-dire sans interrompre l'essai [20]. Pour cela, une caméra munie d'un microscope optique à faible grossissement est utilisée. Cette dernière méthode peut être affinée par la première. Cette technique présente cependant l'inconvénient de ne donner qu'une représentation 2D des endommagements.

b) Radiographie X

La radiographie aux rayons X est en général utilisée pour visualiser directement les fissures transverses et évaluer les surfaces de délaminages [22]. Afin de faire apparaître ceux-ci, il est nécessaire d'utiliser un opacifiant aux rayons X. Ce dernier est déposé sur les bords libres de l'éprouvette et pénètre par capillarité dans les endommagements. La Figure 3.1.1 présente un exemple de clichés obtenus par radiographie X.

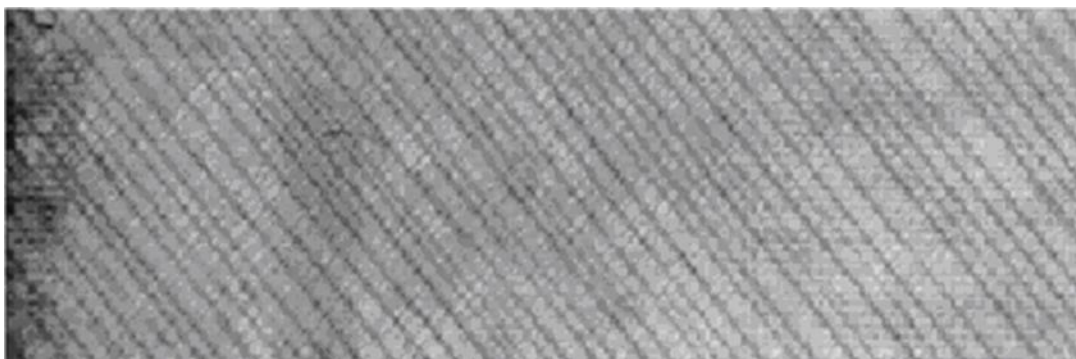


Figure II.6 Mise en évidence de fissures par radiographie X de stratifiés composites [22]

La tomographie haute résolution (high Resolution Computed Tomography) est une technique très intéressante, elle-même basée sur des rayonnements X. Elle permet d'acquérir des images 3D de l'ordre du micron ou inférieur au micron, des caractéristiques internes du matériau et de sa structure. Cette technique a démontré ses preuves en ce qui concerne la mise en évidence

d'endommagements dans des structures composites fibre de carbone / époxy (Figure II.6) [23, 24, 25].

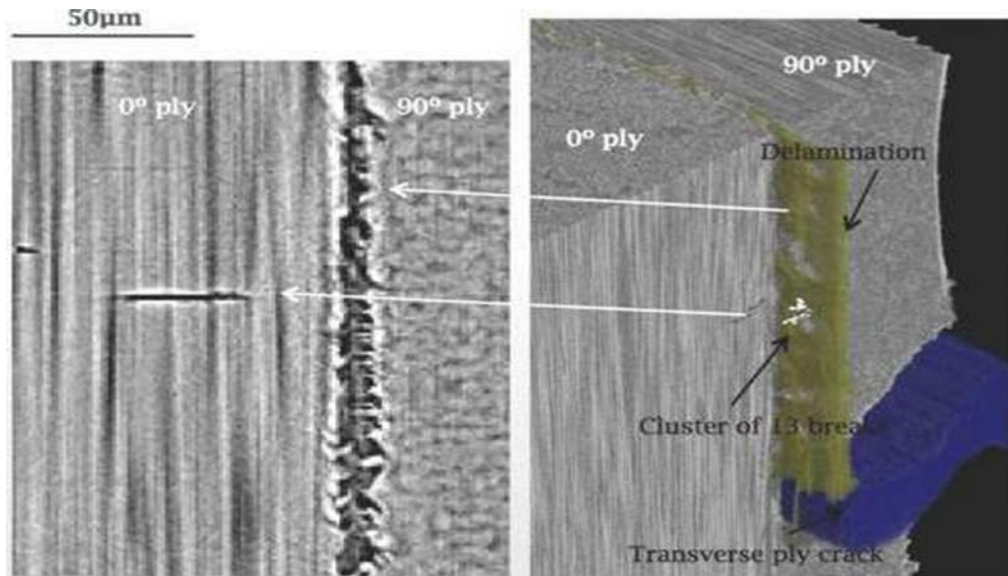


Figure II.7 Mise en évidence d'endommagements par tomographie haute résolution [24]

c) Autres techniques de caractérisation direct

La thermographie infrarouge est une méthode d'observation optique sans contact, permettant de faire une observation des endommagements en temps réel lors d'essais mécaniques. Le matériau observé est soumis à une sollicitation thermique via une source de chaleur (lampes halogènes). Cette source transmet un flux thermique à l'échantillon, les ondes se propagent à l'intérieur de celui-ci et sont réfléchies en atteignant les bords libres de l'éprouvette. Les ondes réfléchies donnent alors accès à la température de surface du matériau. La présence d'un dommage crée un milieu hétérogène et modifie son indice. Lorsque les ondes arrivent dans ce milieu, elles sont perturbées et un gradient de température est généré dans le matériau. Les deux milieux (sain et endommagé) présentent ainsi une conductivité thermique et une émissivité différentes, qui sont détectées par le capteur infrarouge de la caméra. Rossignol [26] et al. ont ainsi étudié les endommagements par rupture de fibres et délaminage sur des composites fibres de carbone / résine époxy.

La shearographie est une technique analogue à la thermographie infrarouge. Elle est basée sur un système d'interférométrie entre deux images : l'une correspondant au matériau sous sollicitation et l'autre au matériau non sollicité.

II.2.2 Méthodes indirectes de caractérisation

a) Emission acoustique

L'émission acoustique est définie comme un phénomène de libération d'énergie sous forme d'ondes élastiques transitoires au sein d'un matériau soumis à une sollicitation [27]. Cette libération d'énergie est le résultat de modifications microstructurales (réarrangement de matière par des micro-déplacements internes au matériau comme les déformations élastiques ou plastiques voire l'amorçage et la propagation de fissures). L'émission acoustique est une technique sensible à la croissance et la multiplication de défauts dans un matériau soumis à une sollicitation mécanique. Cette détection est possible au moment de la relaxation des contraintes, durant laquelle naît l'émission. Elle ne permet en aucun cas la détection de défauts statiques ou non évolutifs initialement présents dans le matériau.

La détection est effectuée à l'aide de capteurs piézoélectriques qui transforment les ondes mécaniques du matériau en signaux électriques. Ce signal est ensuite amplifié avant d'être analysé (Figure II.8). Un couplant est en général utilisé entre le matériau et le capteur pour assurer une bonne transmission des ondes. L'utilisation de plusieurs capteurs permet de localiser précisément la source d'émission (deux capteurs permettent par exemple une localisation linéaire). Cette localisation dépend des temps d'arrivée des signaux au niveau des capteurs et de la vitesse de propagation des ondes au sein du matériau considéré.

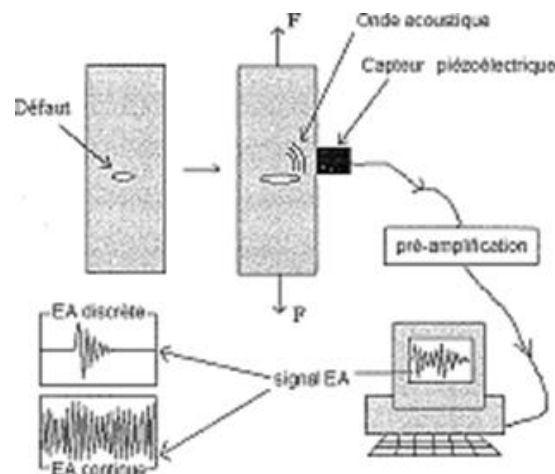


Figure II.8 Chaîne d'émission acoustique de la création de l'onde à sa visualisation [28]

Il existe deux types d'émission acoustique. La première, l'émission continue, correspond à l'augmentation ponctuelle d'un bruit de fond lié à la superposition de nombreuses salves. La seconde, l'émission discrète, se caractérise par des événements de courte durée ayant une forme oscillatoire et une forte énergie. Les endommagements dans les matériaux composites, quelle que soit leur origine (délaminage, décohésion fibre/matrice, fissuration matricielle, rupture de fibres) se manifestent davantage par une émission de type discrète.

L'identification des sources émissives, c'est-à-dire la recherche du mécanisme à l'origine de l'émission, est réalisée à partir de l'analyse des formes d'ondes et des paramètres de salves. Chaque mécanisme est supposé avoir sa propre signature acoustique [29]. Dans un premier temps, un seuil en dB, au-dessous duquel aucune salve n'est enregistrée, est fixé. Ensuite un certain nombre de paramètres est défini à partir de ce seuil [27] (Figure II.9) :

- durée (μs) : temps écoulé entre le premier et le dernier dépassement de seuil de la salve
- amplitude (dB_{EA}) : amplitude maximale atteinte sur la durée de la salve
- temps de montée (μs) : temps écoulé entre le premier dépassement de seuil et l'amplitude maximale
- nombre de coups : nombre de dépassement de seuil sur la durée de la salve
- énergie (J) : intégrale du signal au carré sur la durée de la salve
- fréquence moyenne : nombre de coups divisé par la durée
-

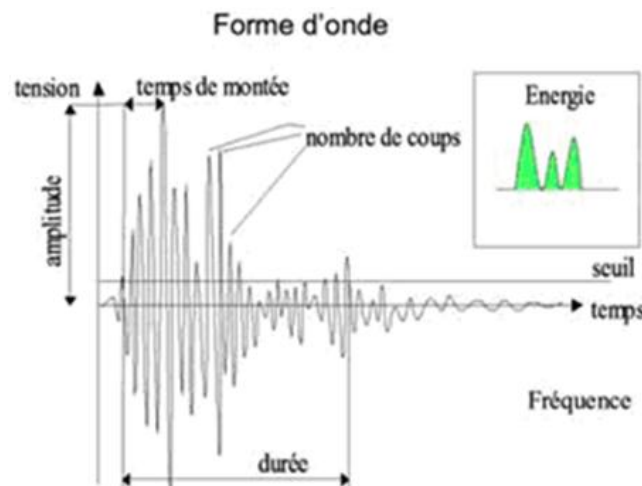


Figure II.9 Paramètres calculés sur une salve d'émission acoustique [28]

De nombreux auteurs se sont basés sur l'analyse d'un des paramètres de salve pour discriminer les mécanismes d'endommagement. Ainsi de De Groot [30] et al. Se sont appuyés sur un calcul de fréquence moyenne durant des essais de traction monotone sur des composites Carbone/epoxy. Ils ont ainsi définis les domaines fréquentiels des principaux modes d'endommagement : 90-180 kHz pour la fissuration matricielle, 240-310 kHz pour les décohésions et supérieurs à 300 kHz pour les ruptures de fibres. La plupart des autres études se base sur l'amplitude des signaux. Huguet [28] a étudié une composite fibre de verre et polyester. Des domaines d'amplitudes ont été établis pour chaque type d'endommagement : 55-70 dB pour la fissuration matricielle, 70-90 dB pour les décohésions et de fortes amplitudes centrées sur

85 dB pour les ruptures de fibres. Chou et al. [31] ont quant à eux établi une gamme d'amplitudes pour les endommagements intervenant dans les matériaux fibres de carbone/résine époxy. Ainsi ils ont déterminé les zones suivantes : amplitudes inférieures 60 dB pour les microfissures et les ruptures de fibres, 60-74 dB pour les fissures provoquées par l'accumulation de fissures et supérieures à 75 dB pour les macrofissures.

Ces analyses sont variables et dépendent des conditions expérimentales. Il est également possible de réaliser des analyses multiparamétriques c'est-à-dire considérer l'ensemble des paramètres d'une salve et non un seul. Il existe différentes méthodes complexes d'analyses multi

Statistiques [39]: l'analyse en composante principale, la méthode de classification par les k-moyennes, les k-plus proches voisins et le réseau de neurones.

En plus d'être un moyen d'analyse qualitatif, l'émission acoustique peut être également utilisée pour quantifier les endommagements et établir ainsi un contrôle de qualification d'objets comme l'ont montré les travaux de Laroche [32], Valentin [33] et Blassiau [50].

b) Fibres optiques à réseaux de Bragg

Les fibres optiques peuvent être intégrées directement dans la structure. Cette intégration est facilitée car leur géométrie est proche de celles des renforts fibres de carbone. Elle doit cependant être effectuée parallèlement aux renforts pour ne pas trop modifier les contraintes locales et altérer les performances et la durabilité de la structure [34].

Il s'agit de supports permettant de guider la lumière constitués de deux milieux cylindriques d'indice de réfraction différents (guide d'ondes, Figure II.10). Ainsi, la lumière est confinée au cœur.

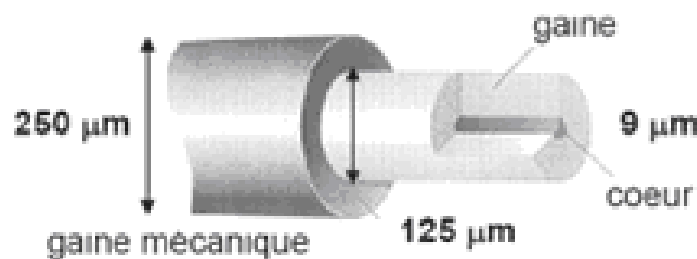


Figure II.10 Coupe de fibre optique [35]

Deux technologies coexistent. La première permet une mesure en continu sur toute la longueur de la fibre (des fibres dites classiques) et utilise des technologies Brillouin ou Raman [34]. Elle donne en général accès à la température et la déformation. La seconde technologie est basée sur des réseaux inscrits sur le cœur de la fibre (réseaux de Bragg) et permet des mesures

ponctuelles multi paramètres (température, pression, déformation...). Les fibres peuvent être de différentes natures suivant leur fréquence normalisée (Equation 1). Si celle-ci est inférieure à 2.405, elles sont monomodes (diamètre de cœur noté a de l'ordre de 9 µm). En revanche si elle est supérieure, elles sont multimodes (diamètre de cœur a de 60 µm environ).

Parameter	Gamme	Precision
Temperature	0-1000 K	0.01°C
Deformation	0-2%	0.1 µm/m
Préssion	> 100 MPa	0.02 MPa

$$v = \frac{2\pi a \sqrt{(n_c^2 - n_g^2)}}{\lambda} \tag{Eq1}$$

Avec λ la longueur d'onde du réseau, n_c l'indice du cœur, n_g l'indice de la gaine et a le diamètre de cœur.

Les fibres optiques présentent de nombreux avantages pour la surveillance de structures. Tout d'abord, elles sont peu intrusives. Ensuite, il est possible d'effectuer du multiplexage

Fréquentiel en plusieurs points. Cela signifie qu'il est possible de graver plusieurs réseaux en série et ainsi de mesurer plusieurs paramètres avec une seule fibre. Le principe de fonctionnement de la mesure continue consiste à injecter une impulsion lumineuse dans la fibre et observer la lumière réfléchiée. En effet, toute perturbation agit comme un milieu diffusant et réfléchit une partie de la lumière vers la source (diffusion de Brillouin ou de Raman).

Le réseau de Bragg correspond à une modulation de l'indice de réfraction quasi sinusoïdale au cœur de la fibre. Lorsqu'une lumière est injectée dans le réseau, elle est transmise pour toutes les longueurs d'onde exceptée pour la longueur d'onde dite de Bragg caractéristique définie par λ_B = 2nη (avec n l'indice effectif et η le pas du réseau. Cette loi est la loi de Bragg. L'onde respectant cette loi est réfléchiée (Figure II.11).

Tableau II.3 Gamme et précision des mesures de fibres optiques à réseaux de Bragg [34]

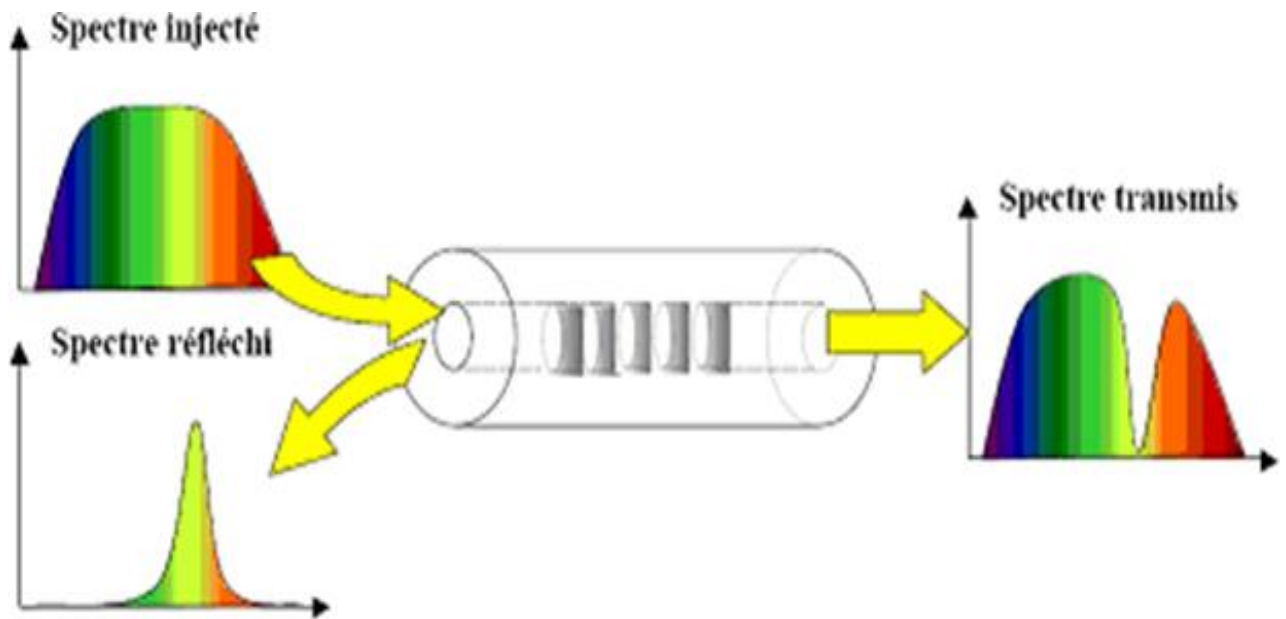


Figure II.11 Fonctionnement d'un réseau de Bragg [34]

Différents paramètres (température, pression, déformation...) peuvent déformer la fibre et ainsi provoquer une variation du pas de la longueur d'onde (Equation 2 et Figure II.12) [37]. La mesure de cette variation de longueur d'onde permet de remonter aux variations de paramètres que l'on souhaite mesurer.

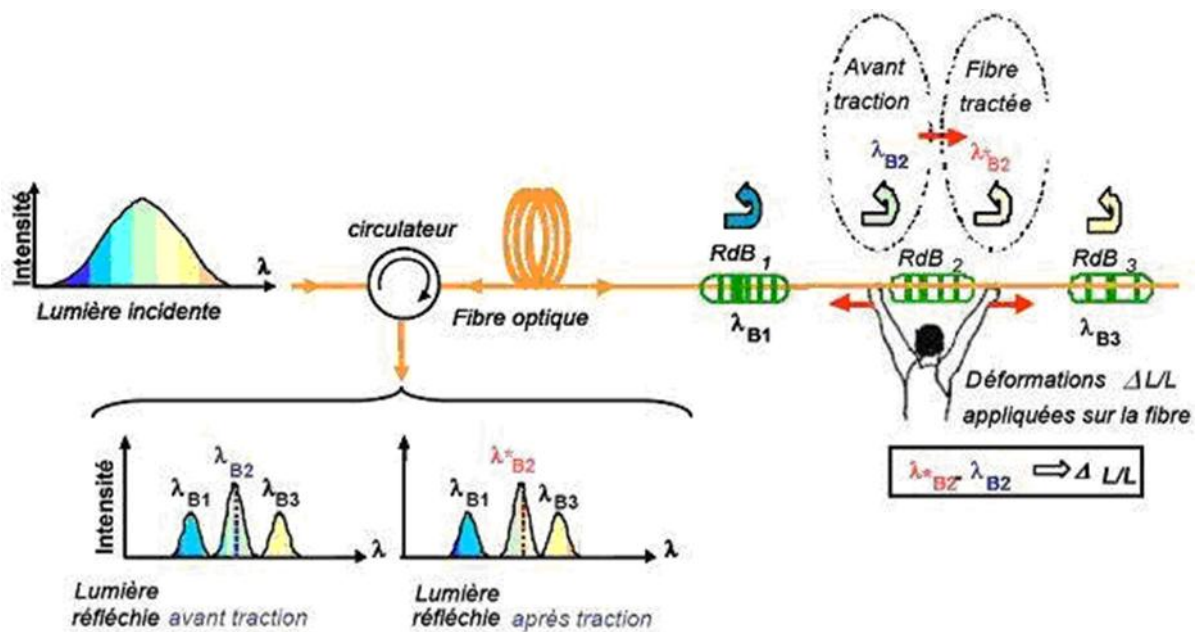


Figure II.12 Principe de la mesure de paramètres à l'aide de réseaux de Bragg[34]

$$\frac{\Delta\lambda}{\lambda} = a\Delta T + b\Delta\varepsilon + c\Delta P \quad \text{Eq2}$$

Avec a, b et c des coefficients dépendant uniquement des propriétés optiques de la fibre.

Le Tableau II.3 donne des informations en ce qui concerne la gamme et la précision de mesure.

Outre la mesure de ces paramètres, les fibres optiques à réseaux de Bragg peuvent être utilisées pour la détection d'endommagement. En effet, les endommagements génèrent des champs de contraintes non uniforme à l'origine de modifications du spectre réfléchi [36]. Par exemple, Okabe et al. [37] ont étudié la détection de fissures transverses avec des fibres optiques à réseaux de Bragg de faible diamètre. Ils ont montré que l'apparition des fissures provoquait une déformation du spectre (Figure II.6). L'intensité du pic diminuait et des pics secondaires apparaissaient. Le spectre devenait de plus en plus large avec l'augmentation de la densité de fissures. Ils ont ainsi mis en évidence un moyen de détermination de l'évolution de la densité de fissure grâce au suivi de la largeur du spectre. Ces mesures ont été corrélées à des observations microscopiques.

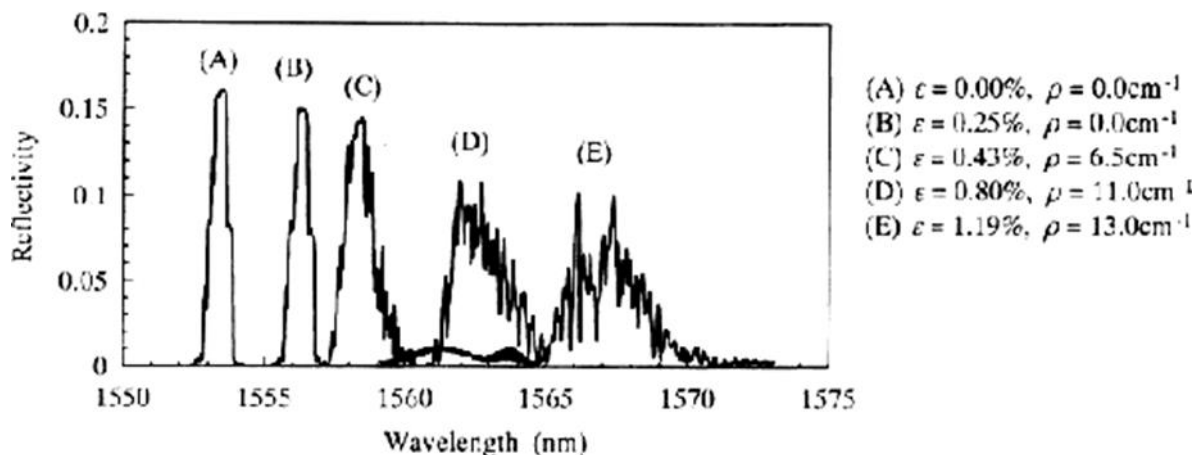


Figure II.13 : Influence de la densité de fissure transverse sur le spectre de réflexion d'une fibre optique à réseaux de Bragg [36]

Takeda et al. [38] se sont quant à eux intéressés au délaminage. Lors de l'apparition du délaminage, ils ont constaté un dédoublement du spectre lié à l'apparition d'un gradient de déformation entre les zones saines et les zones délaminées. Les zones saines sont associées aux faibles longueurs d'onde. Leur intensité diminue avec l'augmentation de la longueur du délaminage. Le pic correspondant à la longueur d'onde la plus élevée est associée au délaminage, et voit quant à lui son intensité augmenter.

Enfin, les fibres optiques à réseaux de Bragg peuvent être couplées à des ultra-sons pour détecter les endommagements [39]. Elles jouent alors le rôle de récepteur des ondes de Lamb.

c) Autres techniques de caractérisation indirecte

Parmi les autres techniques de caractérisation indirecte, on distingue trois méthodes : les jauges d'extensométrie, le contrôle ultrasonore et les courants de Foucault.

Les jauges d'extensométrie sont collées directement sur la surface de la structure testée. Elles permettent de déterminer l'évolution de la déformation en fonction de l'effort appliqué et ainsi par suite l'évolution de la rigidité (évolution du module) associée à une direction donnée. Toute diminution de cette rigidité à partir d'un certain seuil de chargement est assimilée à un endommagement de la structure composite.

Le contrôle par ultrason est basé sur la transmission et la réflexion d'ondes de type ultrasonore au sein du matériau. Les ondes sont émises par un palpeur en contact ou non avec le matériau (ce dernier peut être immergé dans l'eau). L'onde se propage à l'intérieur du matériau et à la rencontre d'un endommagement, il y a un changement d'impédance. L'onde est alors réfléchie et captée par le palpeur

La technique des courants de Foucault est quant à elle basée sur le phénomène d'induction par le passage d'un courant alternatif dans une bobine. L'apparition d'un défaut entraîne des changements de distribution des courants de Foucault à l'intérieur du matériau et modifie l'impédance de la bobine.

II.2.3 Caractéristiques des mécanismes d'endommagement

II.2.3.1 Fissuration matricielle

La direction et le mode d'endommagement dépendent de l'orientation et de la proportion des renforts. La fissuration transverse ou intralaminare est un mode d'endommagement que l'on rencontre principalement dans les stratifiés où coexistent des orientations dites « faibles » (80° , 90°) encadrés par des orientations fortes ou « raidisseurs » (0° , 10°). Le réseau de fissures se développe dans les plis d'orientations faibles. En effet, à la différence d'un échantillon unidirectionnel pour lequel la rupture a lieu dès l'apparition de la première fissure, dans le cas de ces stratifiés, les efforts sont repris par les raidisseurs évitant ainsi toute rupture prématurée. Les plis fissurés continuent à participer au transfert de charge et à se fissurer. Ces fissures sont qualifiées de transverses puisqu'elles apparaissent dans les plis d'orientation transversale par rapport à la direction de sollicitation, parallèlement aux fibres de ces plis (Figure 3.2.1). Elles sont traversantes dans le sens de l'épaisseur du pli. D'autre part leur amorçage et leur propagation peuvent être considérés comme simultanés.

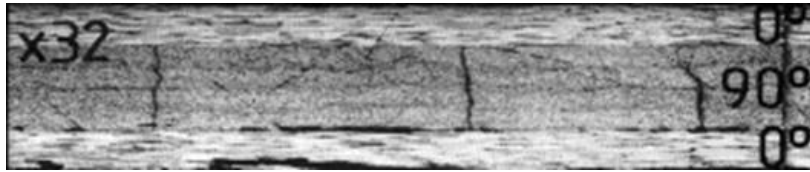


Figure II.14 : Fissures transverses dans un stratifié [0n, 90ms] [40]

Le mécanisme de multi fissuration est relativement bien décrit par Garret et al [41] dans le cadre de séquences de type [0n, 90m] s. Après l'apparition de la première fissure dans le pli, pour un certain niveau de contrainte, une partie de la charge est transférée aux plis voisins à 0°. Ces contraintes additionnelles sont maximales au niveau du plan de fissure et diminuent en s'éloignant de celui-ci. Ces contraintes sont retransférées en sens inverse dans le pli à 90° et lorsqu'elles atteignent un certain niveau avec l'augmentation du chargement, une nouvelle fissure peut apparaître.

Parmi les techniques présentées au paragraphe précédent, un certain nombre ont été utilisées pour détecter, observer la fissuration transversale : les rayons x, l'émission acoustique, la microscopie optique in situ ou ex situ.

Quand la seule dégradation du pli est la fissuration intralaminare (cas des séquences [0n, 90ms]), il est possible de comptabiliser le nombre de fissures et d'accéder ainsi à la densité de fissures (nombre de fissures pour une longueur donnée). La courbe densité de fissures en d'amorçage, une augmentation continue de la densité de fissures en fonction de la contrainte et enfin un état de saturation pour lequel la densité de fissures reste constante malgré l'augmentation de la contrainte. Cette forme de courbe peut être justifiée par le fait que la probabilité d'apparition d'une nouvelle fissure suit plus ou moins une loi de type Weibull [42]. D'autre part, lors du transfert de charge s'opérant entre les plis fissurés et les plis adjacents, les contraintes impliquées peuvent dépasser le seuil de plasticité ou la résistance au délaminage, provoquant l'un de ces phénomènes. Ainsi, les contraintes sont relaxées et ne permettent pas la création de nouvelles fissures. Il se peut cependant que ces phénomènes n'aient pas lieu, ce qui n'entraîne aucun changement dans le régime de fissuration et ainsi aucun palier de saturation n'est atteint. fonction de la charge appliquée est une sigmoïde présentant trois phases (Figure II.15) un seuil de séquence (0°,90°) en fonction de la contrainte de traction monotone [43]

Sous chargement cyclique, le phénomène de fissuration transversale est différent et plus complexe. Les fissures peuvent apparaître à un niveau de contrainte inférieur à la contrainte d'apparition en statique et la propagation des fissures n'est pas instantanée comme c'était le cas en statique.

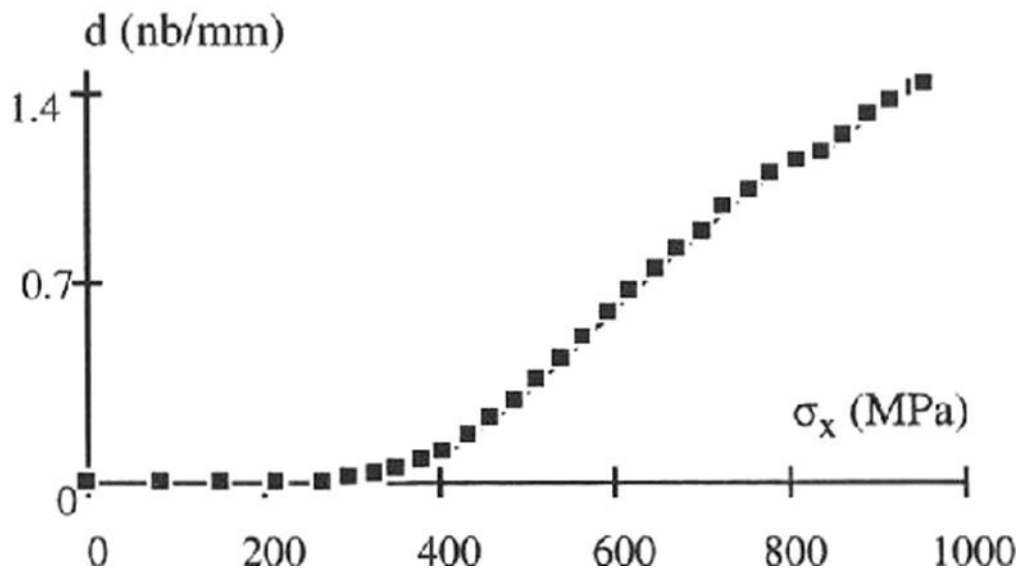


Figure II.15 : Evolution de la densité de fissure au sein du pli à 90° d'un stratifié carbone/epoxy

Ce mode d'endommagement a des conséquences particulières sur le comportement mécanique. En effet, on peut observer une chute de rigidité au cours de l'endommagement (Représentée par le rapport entre le module de l'éprouvette endommagée par le module de l'éprouvette saine).

L'épaisseur du pli influencé peut avoir une influence directe sur la densité de fissures. Cette dernière diminue lorsque l'épaisseur du pli fissuré augmente. Pour cette raison, Renard et al [40] se sont appuyés sur une autre grandeur α correspondant au produit de l'épaisseur par la densité de fissures. Cette grandeur décrit bien l'endommagement et est indépendante de l'épaisseur du pli fissuré. Ce choix se confirme avec l'observation des chutes de rigidité qui présente une relative stabilité des courbes d'endommagement vis-à-vis de α , ce qui n'est pas le cas avec la densité (Figure II.16).

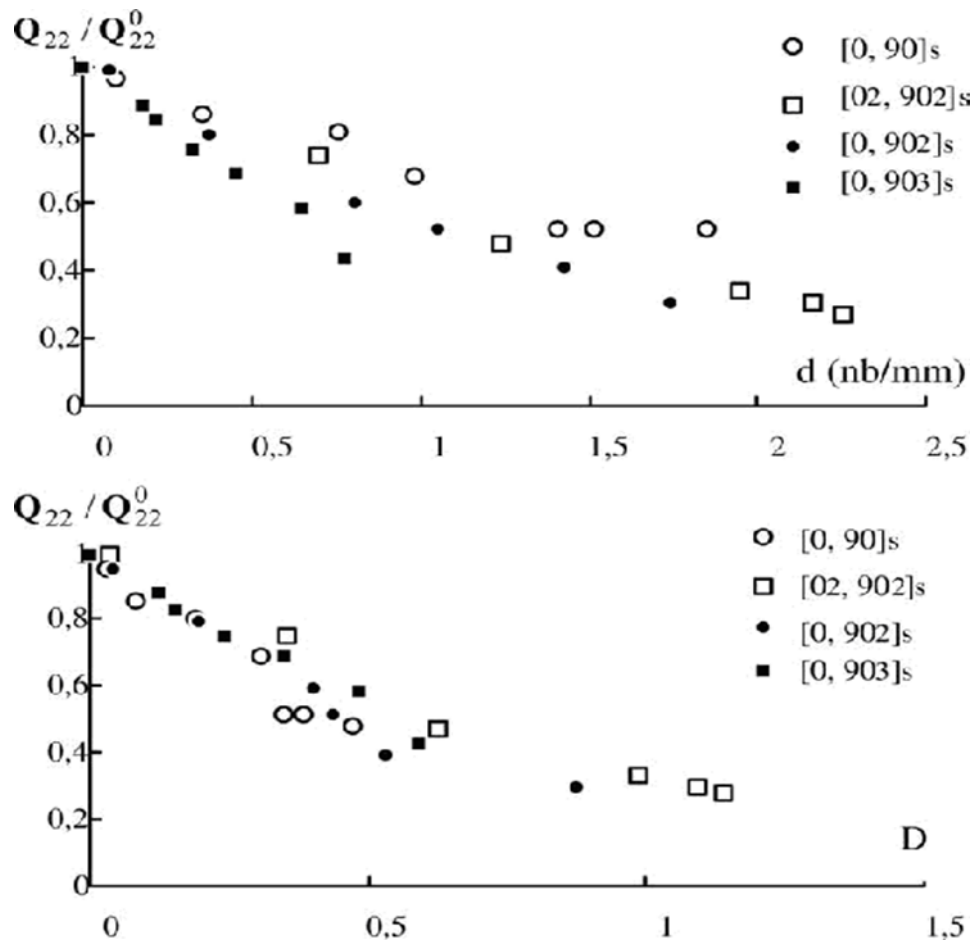


Figure II.16 : Chute de rigidité transversale de stratifiés de séquences $[0n, 90m]_s$ en fonction de la densité de fissure et de α (noté D ici) [40]

II.2.4 Délaminage

Le délaminage est un endommagement interlaminaire qui conduit à une décohésion plus ou moins étendue entre deux plis d'orientations différentes. Il s'agit d'un endommagement qui peut s'avérer critique et conduire rapidement à la ruine du matériau.

Le délaminage s'amorce en général au voisinage des bords libres d'une éprouvette. En effet, à ces endroits, l'équilibre local entre les différentes couches, qui présentent des propriétés et des directions d'anisotropie différentes, est assuré par une évolution rapide des différentes composantes du tenseur des contraintes. Ce phénomène est communément appelé « effet de bord ». Dans une plaque mince, l'état de contrainte est plan en tout point excepté au voisinage des bords libres, où il est fortement tridimensionnel. Il en découle une concentration de contraintes pouvant provoquer l'apparition d'endommagement et notamment de délaminage.

Ce mode d'endommagement est également compliqué par la présence de fissures matricielles qui apparaissent souvent à des niveaux de contraintes moins élevés. En effet, ces Endommagements qui ont lieu à l'échelle microscopique, conduisent à l'initiation d'une fissure par délaminage. Cette initiation dépend alors d'une succession de décohésions fibre/matrice ou

de microfissurations de la matrice débutant sur des défauts critiques du matériau qui coalescent pour créer une fissure de délaminage visible dans le pli. Certaines études comme celle de Hallett[45] et al. ont mis en évidence le développement de délaminage en pointe de fissures transverses à l'intersection avec les bords libres.

L'étude du délaminage de bord libre inter plis est réalisée sur des éprouvettes de type EDT (« Edge Délamination Test »). Il s'agit de plaques rectangulaires de longueur L , de largeur l et d'épaisseur e . Il est déconseillé d'avoir des fibres continues qui passent à la fois dans les deux régions de l'éprouvette prises dans les mors car cela induirait des sollicitations internes supplémentaires via ces fibres qui sont non désirées. La longueur et la largeur doivent donc être choisies de manière à respecter la relation suivante :

$$\frac{l}{L} < \tan\theta \quad \text{Eq3}$$

Où θ représente l'angle d'orientation des fibres par rapport à l'axe de traction.

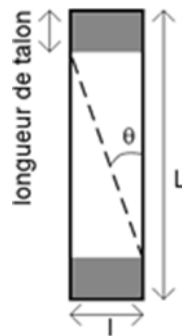


Figure II.17 : Schéma d'une éprouvette EDT- L : longueur de l'éprouvette; l : largeur de l'éprouvette; épaisseur de l'éprouvette [44]

D'autre part, de manière à éviter d'éventuelles interactions entre les champs de contraintes situés au voisinage des bords libres définis, il est préférable de choisir une épaisseur très inférieure à la largeur ($l/e > 5$).

Il est cependant difficile de détecter le délaminage surtout en mode III. L'initiation est souvent audible (claquement sec). Cependant l'intensité de ce bruit peut être atténuée si le matériau est ductile ou si l'endommagement est progressif. L'émission acoustique apparaît donc comme un moyen efficace pour suivre ce processus d'endommagement à condition de le coupler à d'autres techniques (suivi de rigidité, radiographie X, microscopie).

Outre les techniques d'observation directe (radiographie X, microscopie), de nombreuses techniques d'observation indirectes peuvent être également utilisées pour la mise en évidence : thermographie infrarouge ultra-sons interférométrie ou fibres optiques

II.3 Rupture de fibre

Les ruptures de fibres n'interviennent en général qu'en fin de vie du stratifié composite juste avant la rupture macroscopique. Il s'agit là du mode d'endommagement le plus dangereux pour la structure. La résistance de la fibre étant très élevée, sa rupture est donc le résultat d'une forte sollicitation dans l'axe de la fibre.

En général, ce processus d'endommagement est étudié sur des composites unidirectionnels soumis à une traction uniaxiale suivant l'axe des fibres. Le suivi de son développement peut être effectué par émission acoustique couplée à de la microscopie optique. Ces études [46, 47,48] avancent que le processus d'endommagement conduisant à la rupture d'un composite unidirectionnel dépend de la statistique de rupture de la fibre. L'évolution de la probabilité de rupture de la fibre en fonction de la contrainte appliquée suit une loi statistique de type Weibull [42]. Le processus se déroulerait en trois étapes distinctes.

La première étape correspond à l'initiation de l'endommagement par ruptures isolées des fibres les plus faibles, à un certain niveau de contrainte. Cela se traduit en général par l'apparition d'émissions acoustiques.

La seconde étape est caractérisée par l'accumulation de ruptures aléatoires dans le composite à laquelle s'ajoute la croissance de l'endommagement autour des ruptures isolées, par rupture des premières fibres voisines sous l'effet du report de charge. Avec l'augmentation de la contrainte axiale, la probabilité de rompre de nouvelles fibres est en effet de plus en plus importante. Cela se traduit en termes d'émission acoustique par une évolution exponentielle de l'accumulation des évènements.

La dernière étape est associée à la rupture finale par instabilité du processus. L'accumulation des ruptures de fibres, préférentiellement autour des fibres déjà rompues pour former des clusters, et la croissance de ces clusters par coalescence ou atteinte d'une raille critique, entraînent la rupture du composite. Sur la courbe d'évolution des évènements en émission acoustique, cela se traduit par un adoucissement de l'augmentation de l'activité.

Une illustration tirée des travaux de Blassiau [50] illustre parfaitement ce processus (Figure II.18).

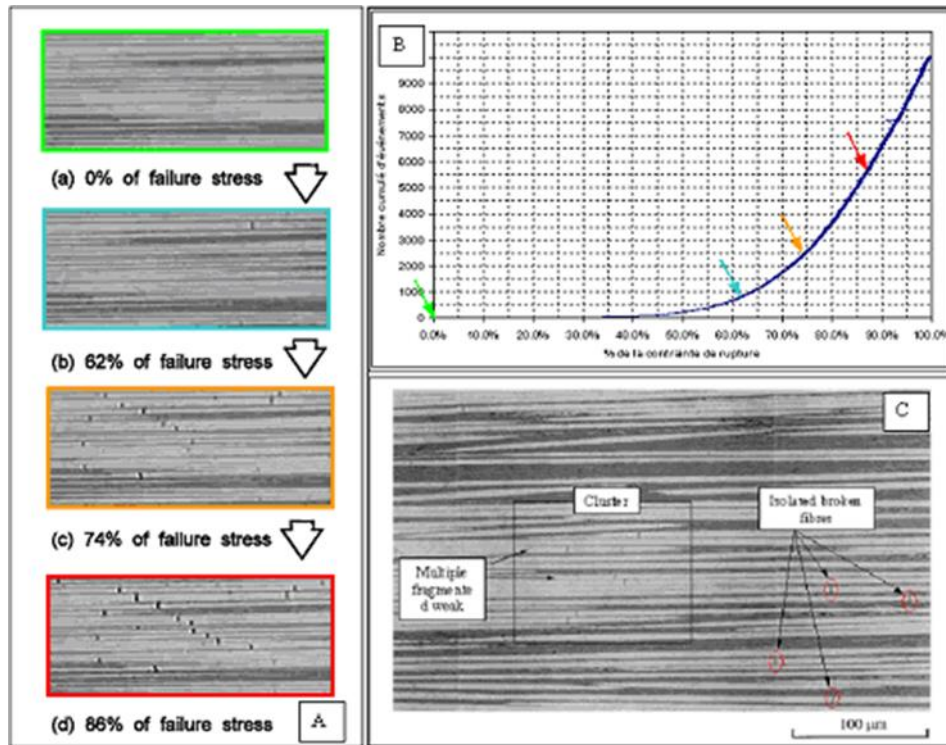


Figure II.18 Illustration de l'endommagement par rupture de fibres de la séquence [50] [51],

- [A] Micrographies de sections polies à différents niveaux de la contrainte de rupture,
- [B] Courbe d'accumulation d'évènements en fonction du pourcentage de contrainte à rupture
- [C] Visualisation d'un cluster de fibres rompues obtenu pour une déformation de 1.1 %

Il est toutefois important de tenir compte de la nature de l'interface fibre-matrice, qui peut jouer un rôle important dans la propagation de la rupture. Si celle-ci est forte, la rupture initiée par ainsi à la propagation de la rupture successivement dans la matrice et les fibres. Si celle-ci est faible, en front de fissure, la propagation de la fissure de la matrice ne se poursuit pas par une rupture de fibre mais par une décohésion fibre-matrice. L'ouverture de la fissure finit par entraîner une sur contrainte des fibres voisines qui finissent également par rompre. Avec la propagation de la fissuration transversale de la matrice, ces fibres rompues n'adhèrent plus à la matrice. Les fissures transverses de la matrice peuvent s'initier à différents endroits et se rejoindre par propagation de la rupture à l'interface fibre-matrice. Il en résulte ainsi une rupture en escalier (Figure II.19).les fibres ou la matrice induit en front de fissure une concentration de contraintes conduisant.

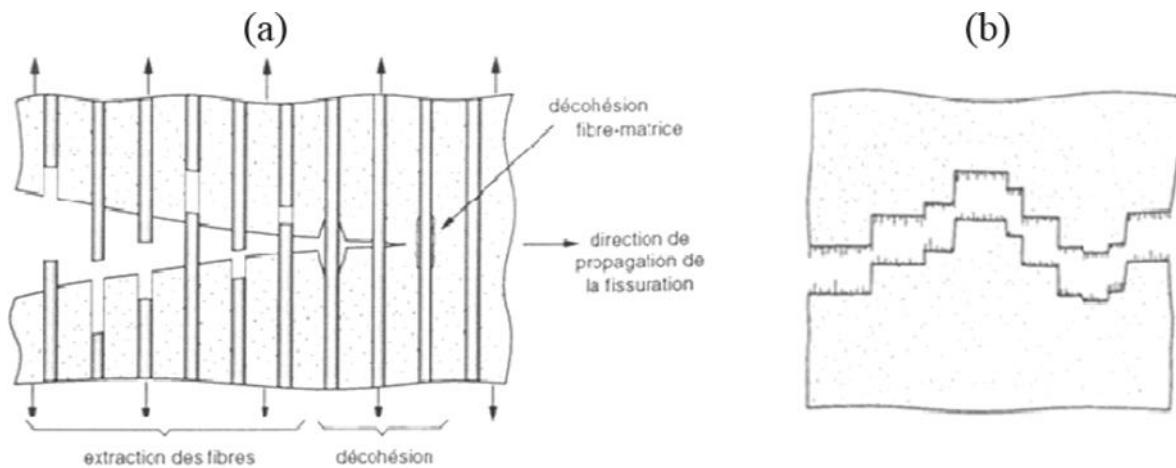


Figure II.19 Mécanisme d'endommagement et surface de rupture d'un stratifié UD Présentant une faible adhésion fibre/matrice [49]

Dans le cas des composites fibres de carbone/ matrice polyamide, l'interface présente une meilleure adhésion en raison de la présence de transcrits taux en surface des fibres. Oya et al. [49] ont étudié les mécanismes de rupture de stratifiés UD de ce matériau. Ils ont ainsi mis en évidence que l'endommagement était initié par une rupture des fibres suivie d'une fissuration transverse de la matrice, donnant un faciès de rupture en escalier ou droit.

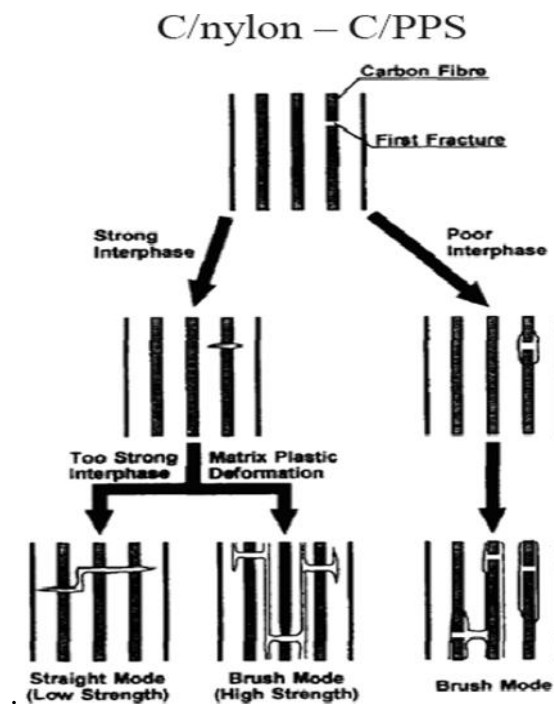


Figure II.20 Représentation graphique des mécanismes d'endommagement de composite à matrice TP renforcée par des fibres de carbone soumis à une sollicitation en traction [49]

II.3 Comportement élastique d'une couche hors axes d'orthotropie

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope, rapporté à ses axes principaux est décrit en introduisant soit sa part matrice de rigidité C_{ij}

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}, \quad (\text{eq4.1})$$

Soit sa matrice de souplesse

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix}, \quad (\text{eq4.2})$$

Le comportement élastique d'un matériau composite orthotrope est donc caractérisé par 9 coefficients indépendants :

$$C_{11}, C_{12}, C_{13}, C_{22}, C_{23}, C_{33}, C_{44}, C_{55}, C_{66}$$

Ou

$$S_{11}, S_{12}, S_{13}, S_{22}, S_{23}, S_{33}, S_{44}, S_{55}, S_{66}$$

Où C ; est la matrice constitutive élastique du matériau dont les coefficients sont donnés par :

$$\begin{aligned} C_{11} &= E_1 \frac{1-\nu_{23}\nu_{32}}{\Delta} \\ C_{12} &= E_2 \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}}{\Delta} \\ C_{22} &= E_2 \frac{1-\nu_{13}\nu_{31}}{\Delta}, \\ C_{13} &= E_1 \frac{\nu_{31}-\nu_{21}\nu_{32}}{\Delta}, \quad C_{33} = E_3 \frac{1-\nu_{12}\nu_{21}}{\Delta} \end{aligned} \quad (\text{eq4.3})$$

$$C_{44} = G_{12}; C_{55} = G_{13}; C_{66} = G_{23}$$

$$\Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}$$

Dans ce cas, les relations d'élasticité sont explicitées à partir de la matrice de rigidité réduite Q du matériau :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 2Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}, \quad (\text{eq4.4})$$

$$\begin{aligned} Q_{11} &= \frac{E_1}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} \\ Q_{22} &= \frac{E_2}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} \\ Q_{66} &= G_{12} \quad , Q_{12} = \vartheta_{12} \frac{E_1}{1-\vartheta_{12}\vartheta_{21}} \end{aligned} \quad (\text{eq4.5})$$

L'inversion de la matrice de rigidité nous donne :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 2S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.6})$$

$$S_{11} = \frac{1}{E_1}; S_{22} = \frac{1}{E_2}; S_{12} = \frac{-\vartheta_{12}}{E_1} = \frac{-\vartheta_{12}}{E_2}; S_{66} = \frac{1}{G_{12}} \quad (\text{eq4.7})$$

II.3.1 Lois des mélanges

Pour déterminer les caractéristiques mécaniques d'un composite, nous étudions un assemblage de géométrie donné de deux phases (fibre et matrice) de caractéristiques mécaniques différentes, soumis à des sollicitations simples.

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

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

ν, ν: Coefficient de Poisson. **V_f**,: Teneur volumique des constituants. Teneur en volume du renfort et de la matrice :

$$\text{Avec } V_f + V_m = 1 \quad (\text{eq4.8})$$

Module d'élasticité longitudinal

$$E_{11} = E_m V_m + E_f V_f \quad (\text{eq4.9})$$

$$\text{Module d'élasticité transversal : } E_{22} = \frac{E_m E_f}{E_f V_m + E_f V_m} \quad (\text{eq4.10})$$

$$\text{Coefficient de poisson : } \nu_{12} = \vartheta_m V_m + \vartheta_f V_f \quad (\text{eq4.11})$$

$$\text{Module de cisaillement : } G_{12} = \frac{G_m G_f}{V_m G_f + V_f G_m} \quad (\text{eq4.12})$$

II.3.2 Caractérisation du matériau composite dans un repère quelconque :

II.3.2.1 Caractérisation élastique d'un pli orienté arbitrairement :

Les couches d'un matériau composite stratifié sont disposées à différents angles d'orientation. Ceci nécessite la détermination de leur caractéristique mécanique dans un repère quelconque (x, y) faisant un angle 'θ' par rapport à un repère d'orthotrope (1, 2) (figure II.21)

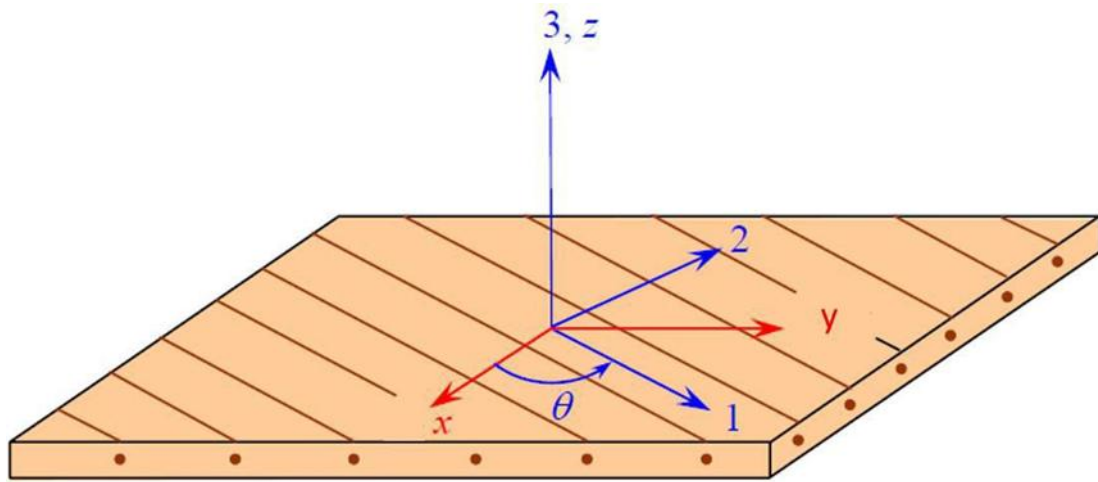


Figure II.21: Couche d'un matériau orthotrope. [20]

a) Changement de base :

Le vecteur contrainte $\{\sigma_{ij}\}$ xy dans le repère (x, y) est exprimé en fonction du vecteur contrainte $\{\sigma_{ij}\}$ 12 dans le repère d'orthotrope (1, 2) par l'équation suivante :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \Rightarrow \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} [T] \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.13})$$

Avec : [T] est la matrice de transformation défini comme suit :

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}, [T]^{-1} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.14})$$

Avec $S = \sin \theta$ et $C\theta = \cos \theta$

Par analogies le vecteur de déformation exprimé dans le système (x, y) s'écrit :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \Rightarrow \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.15})$$

La loi de comportement du pli composite est donnée par les relations suivantes :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 2Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.16})$$

$$\text{ET} \quad \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.17})$$

Par substitution successive des équations (eq4.22) et (eq4.18) dans (eq4.21) on obtient :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = [T]^{-1}[Q][T] \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.18})$$

Posant : $[Q]' = [T]^{-1}[Q][T]$ (eq4.19)

On introduit une matrice $[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$ pour éliminer le 1/2 de la matrice $[Q]$ et $[Q]'$

$[Q]'[R] = [Q]'[Q][R][T]$ (eq4.20)

Finalement : $[Q]' = [T]^{-1}[T][Q][T][R]^{-1}$ (eq4.21)

La loi de comportement devient :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = [Q]^{-1} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ Q'_{12} & Q'_{22} & Q'_{26} \\ Q'_{16} & Q'_{26} & Q'_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (\text{eq4.22})$$

$$\begin{aligned} Q'_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ Q'_{12} &= (Q_{12} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ Q'_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ Q'_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta \\ Q'_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\ Q'_{66} &= [Q_{11} + Q_{22} - 2(Q_{12} + Q_{66})] \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \end{aligned} \quad (\text{eq4.23})$$

II.3.3 Comportement élastique d'un composite stratifié

II.3.3.1 Théorie classique des stratifiés

Dans la théorie des stratifiés l'ensemble des couches constituées de fibres et de matrice est considéré comme un matériau homogène et anisotrope. Donc, des principes de la théorie d'élasticité et de la flexion des plaques sont applicables. Dans notre présent travail, l'utilisation de la théorie des stratifiés se résume à la détermination des propriétés mécaniques de notre plaque.

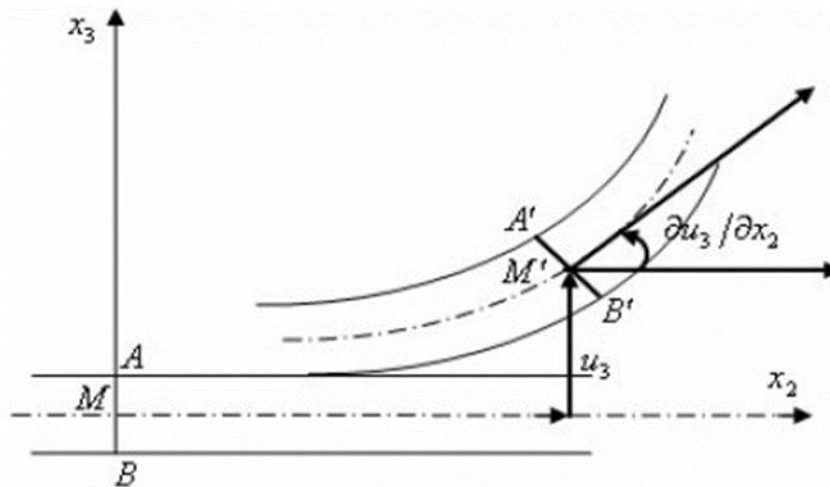


Figure II.22: Déformée de la plaque dans le plan [2,3].

Le champ des déplacements en se basant sur la théorie classique des stratifiés, sous

la forme suivant $u(x, y, z) = u_0(x, y, z) - z \frac{\partial \omega_0}{\partial x}(x, y)$

$$v(x, y, z) = v_0(x, y, z) - \frac{\partial \omega_0}{\partial y}(x, y) \quad (\text{eq4.24})$$

$$w(x, y, z) = w_0(x, y)$$

Le champ des déformations s'écrit :

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x^2} \\ \varepsilon_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + z \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial y^2} \end{aligned} \quad (\text{eq4.25})$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \left(\frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \right) - 2z \frac{\partial^2 \omega_0}{\partial x \partial y}$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{\partial w_0}{\partial z} = 0$$

$$\gamma_{yz} = 2\varepsilon_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \gamma_{xz} = 2\varepsilon_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \quad (\text{eq4.26})$$

$$\gamma_{xy} = 2\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x}$$

Dans la théorie classique des stratifiés, on émet une hypothèse supplémentaire qui consiste à négliger le cisaillement transverse et à considérer, dans ce cas, les déformations en cisaillement transverse nulles, soit :

$$\gamma_{xy} = 0 \quad \text{et} \quad \gamma_{yz} = 0$$

Finalement, le champ des déformations s'écrit :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^0 \\ \varepsilon_{yy}^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.27})$$

$$\text{Ou sous forme abrégée : } (M) = \varepsilon(x, y, z) = \varepsilon_m + zk(x, y, z) \quad (\text{eq4.28})$$

Avec : $\varepsilon_m(x, y)$ déformation en membrane

$K(x, y)$ déformation en flexion et torsion

Le champ des contraintes au point M est donc de la forme :

$$\sigma(M) = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & 0 \\ \sigma_{xy} & \sigma_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.29})$$

Le champ des contraintes se réduit aux seules contraintes en membrane : Le champ

des résultantes en membrane, noté $N(x, y)$ est défini par :

$$N(x, y) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_k(M) dz \quad (\text{eq4.30})$$

Où (M) : Est la matrice des contraintes dans la couche k s'expriment soit

$$N(x, y) = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (\text{eq4.31})$$

,, : Sont respectivement les résultantes, par unité de longueur, des contraintes normales suivant les axes x et y et des contraintes de cisaillements, dans le plan (x,y) , elles sont schématisées symboliquement à (la figure II.23)

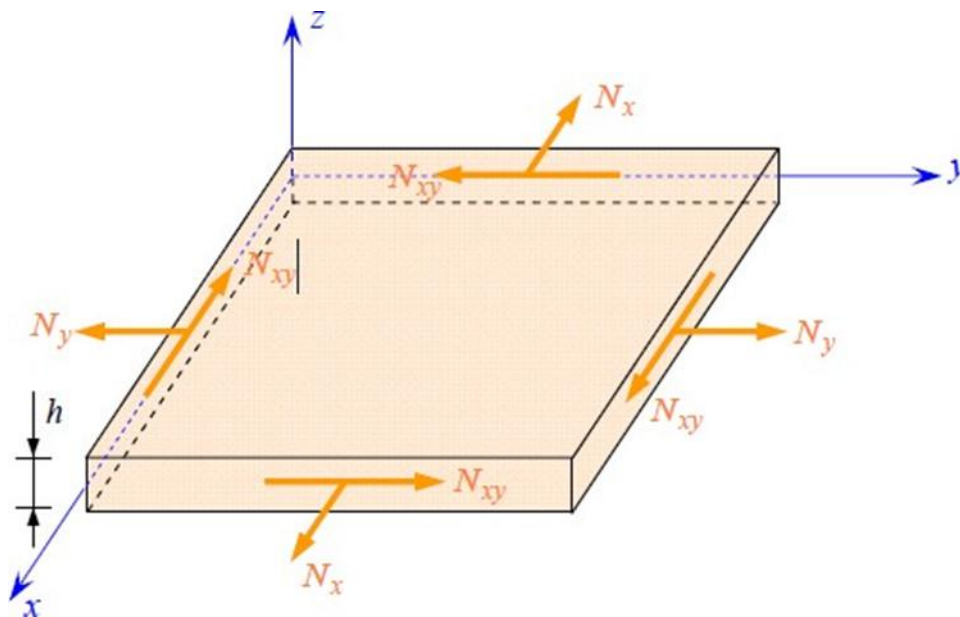


Figure II.23 Schématisation des résultantes en membrane des actions exercées sur un élément de stratifié. [20]

La discontinuité des contraintes en passant d'une couche à l'autre conduit à réécrire la relation (eq4.6) sous la forme :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.32})$$

Ou en définitive sous la forme : $N(x, y) = A\varepsilon_m(x, y) + Bk(x, y)$

Avec :

$$A = [A_{ij}] = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1})(Q'_{ij})_K \quad (\text{eq4.33})$$

$$B = [B_{ij}] = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1})(Q'_{ij})_K \quad (\text{eq4.34})$$

N : Résultantes en membrane

A : La matrice de rigidité en membrane.

B : La matrice de couplage membrane-flexion-torsion.

Les moments de flexion et de torsion sont définis par :

$$N(x, y) \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} z \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (\text{eq4.35})$$

M_x et M_y : sont les moments de flexion et M_{xy} le moment de torsion. Ils sont schématisés à la figure II.24

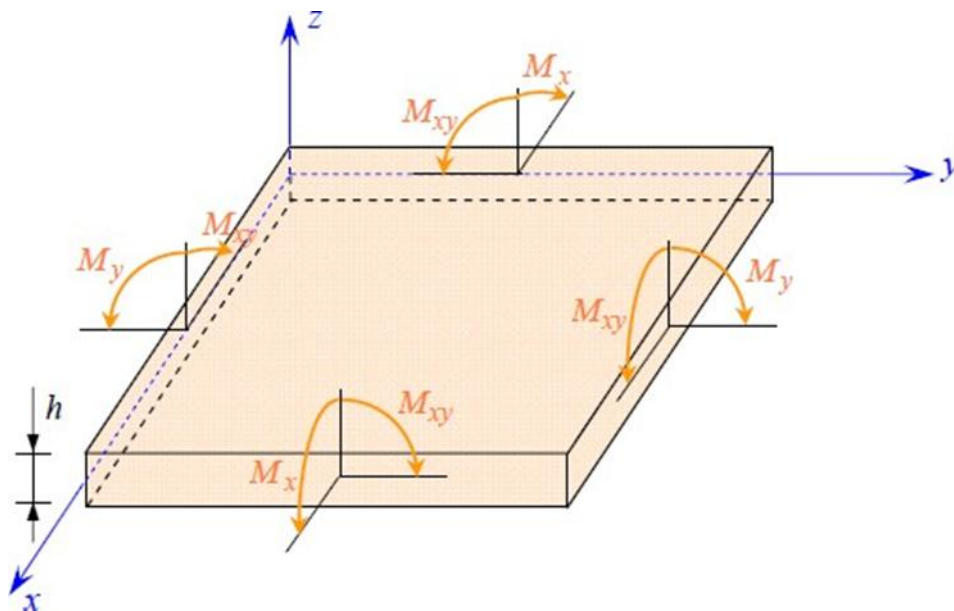


Figure II.24 : Schématisation des moments de flexion et de torsion. [20]

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

$$M_f(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [zQ'_k \varepsilon_m(x, y) + z^2 Q'_k k(x, y)] dz \quad (\text{eq4.36})$$

Ou

$$M_f(x, y) = B \varepsilon_m(x, y) + Dk(x, y) \quad (\text{eq4.37})$$

Avec :

$$D = [D_{ij}] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) (Q'_{ij})_K \quad (\text{eq4.38})$$

M_f : Moments de flexion et de torsion

D : La matrice de rigidité en flexion.

II.3.4 Equation du Comportement d'un composite stratifié

II.3.4.1 L'équation constitutive

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée exprime les résultantes et moment en fonction des déformations en membrane et des courbures.

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \\ M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{xx}^0 \\ \gamma_{yy}^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.39})$$

Cette équation constitutive peut également être écrite sous forme contractée suivant :

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_m \\ k \end{bmatrix} \quad (\text{eq4.40})$$

Les termes des matrices A, B et D peuvent être également exprimés en fonction de

L'épaisseur e_k et la cote du centre de la couche k sous la forme :

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_K e_k$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_K e_k z_k e_k = h_k - h_{k-1}$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_K \left(e_k z^2 + \frac{e_k^3}{12} \right) z_k = \frac{h_k + h_{k-1}}{2}$$

II.3.5 Matrice de rigidité

La matrice intervenant dans l'expression (eq4.23) est la matrice de rigidité du stratifié, décrivant le comportement élastique macroscopique du stratifié au

point $M_0(x, y)M(x, y, 0)$.

La matrice **A** est la matrice de rigidité en membrane, **D** est la matrice de rigidité en flexion et **B** la matrice de couplage membrane-flexion-torsion. Ce couplage existe même si les matériaux des couches sont isotropes. Il résulte de la structure en couches de matériaux de caractéristiques mécaniques différentes. Le couplage est nul ($\mathbf{B} = \mathbf{0}$), seulement dans le cas où le stratifié est symétrique.

La symétrie implique une symétrie de propriétés des couches, de leurs côtes et de leurs orientations.

Divers couplages sont observés et mis en évidence. Le couplage torsion cisaillement provient des termes A_{16} et A_{26} . Le couplage membrane-flexion résulte des termes B_{11} , B_{12} et

B_{13} alors que le couplage membrane-torsion résulte des termes B_{13} et B_{26} . Enfin, le couplage flexion-torsion résulte des coefficients D_{16} et D_{26} .

CHAPITRE III

Simulation d'un impact Sur plaque composite

III.1 Introduction :

Dans la plus part des travaux expérimentaux, la quantité d'informations expérimentales est faible par rapport au nombre d'inconnues du problème. Ces quantités expérimentales n'étant pas toutes précises, ni fiables, il est difficile de cerner tous les cas réels lors de la mise en service des pièces ou des structures.

Les progrès de l'informatique ont entraîné une forte mutation des sciences de l'ingénieur. La mécanique en particulier est devenue la science de la modélisation et du virtuel. Notons aussi que dans les grands pays industrialisés, la fusion de certains laboratoires ayant des compétences dans des domaines différents mais complémentaires est devenue une chose courante. A titre d'exemple, en France, un laboratoire dénommé laboratoire de mécanique et technologie (LMT) s'est associé au Centre de mathématiques et de leurs applications (CMLA) et au laboratoire d'électricité signaux et robotique (LESIR) dans un projet de plate-forme d'essais sur structures dans leur environnement. Ce programme commun vise à revisiter les "essais de validation" pour améliorer le virtuel à partir des situations réelles les plus pertinentes.

Dans cette optique, ce chapitre présente principalement des simulations numériques d'impact de projectile en acier de forme hémisphérique sur une plaque en composite. Cette simulation est faite en utilisant le logiciel Abaqus.

Le but immédiat de cette simulation est d'essayer et de calculer numériquement certaines réponses telles que la flèche de la plaque, les vitesses de déplacement de la plaque, les déformations, les accélérations, les contraintes,...etc. Une de ces réponses, en l'occurrence la flèche, sera comparée aux résultats expérimentaux.

Le but à moyen terme de l'utilisation d'une simulation peut être aussi la reproduction d'essais d'impact en changeant certains ou tous les paramètres tels que : la forme de l'impacteur, le type du matériau, les conditions aux limites, les dimensions,.... Cela permettra un gain économique important (réduction du nombre d'essais), de réduction des temps de cycle de conception, d'amélioration des produits et des procédés de fabrications et de réduction ou suppression des essais réelles à conditions que les modèles soient validés.

Donc, les possibilités en matière de simulation sont énormes et permettent de modifier en profondeur le dialogue "virtuel/réel". L'objectif des simulations est de diminuer le nombre d'essais tout en les optimisant et en les capitalisant pour améliorer la maquette virtuelle par confrontation aux cas réels via une méthode numérique par élément finis (comme dans le progiciel 'ABAQUS').

Dans cette étude, ce code de calcul lagrangien à trois dimensions a été utilisé pour simuler le problème de l'impact d'un projectile en acier avec une plaque composite.

III.2 Présentation des détails de la simulation

En réalité, le matériau étudié est composé de constituants dont les dimensions sont microscopiques (exemple : les fibres). La simulation à ce niveau d'échelle est délicate surtout que le matériau est fortement hétérogène. Par conséquent, nous avons utilisé un VER qui n'est autre que la couche du stratifié (échelle mésoscopique). Le matériau est construit par superposition de ces VER dans ABAQUS, et dont les propriétés ont été calculées préalablement (voir deuxième partie chapitre IV)

La figure III.1 explique la grandeur et les dimensions des données à introduire pour la modélisation de notre problématique.

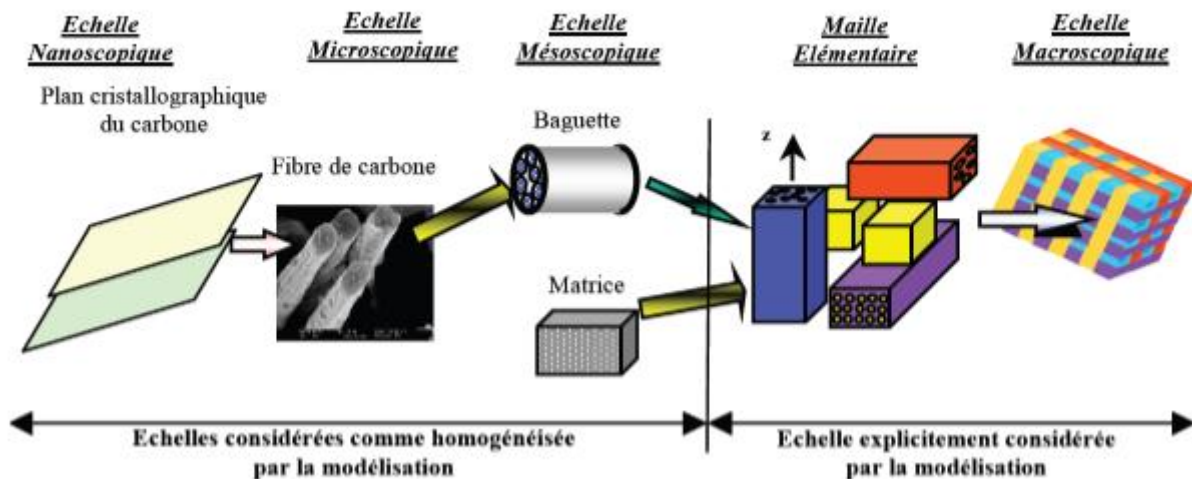


Figure III.1: Echelles de représentation du composite employé en 3D pour la modélisation.

Le présent travail porte sur l'étude du comportement de plaques composites stratifiées à fibres longues et à base de verre/polyester. Il s'insère dans une étude globale visant la simulation numérique du comportement des plaques composites (analyse des réponses mécaniques).

L'analyse par éléments finis a nécessité l'emploi du progiciel ABAQUS travaillant sous Windows. Le moyen informatique utilisé est un ordinateur personnel (PC). L'interface graphique du progiciel sert à entrer les données et la visualisation des résultats par la suite.

La simulation comporte trois étapes essentielles :

L'entrée des données relatives au matériau (sa géométrie, ses propriétés, ...ect), au conditions aux limites, au chargement ;

Le maillage ;

La résolution et l'analyse des résultats (ceux-ci sont affichés sous forme de rapports).

Quelques remarques :

- Les propriétés des couches sont stockées sur un fichier de données, lequel peut être modifié par l'utilisateur.
- Concernant l'utilisation du progiciel, celui offre plusieurs possibilités de réglages de précision de calcul, de temps de calcul, d'espace mémoire à utiliser pour les calculs, ...ect.
- Les résultats sont affichés sous forme d'un rapport détaillé et sont traduits graphiquement (des figures).
- Les fichiers existants liés à la simulation peuvent être facilement modifiés pour éviter toute répétition inutile du travail.

III.3 Choix du repère

Le repère (x,y,z) est présent dans l'interface graphique du progiciel ABAQUS par défaut. En conséquence, nous avons choisi l'axe des « x » celui se rapportant à la longueur de la plaque. L'axe des « y » correspondant à la largeur de la plaque. Par contre l'axe « z » est suivant le sens de l'épaisseur. Il est noté ici que les axes « x », « y » et « z » sont confondus avec les directions 1, 2 et 3. Étant donné que l'étude porte sur l'essai impact, la direction du vecteur vitesse de l'impacteur est suivant l'axe « z ». La figure III.2 illustre ce système d'axes.

III.4 Présentation du progiciel de calcul

ABAQUS est très largement utilisé dans les industries automobiles et aéronautiques. En raison du large spectre de ses capacités d'analyse et de sa bonne ergonomie, il est également très populaire dans les milieux universitaires, pour la recherche et l'éducation.

ABAQUS fut d'abord conçu pour analyser les comportements non-linéaires. Il possède en conséquence une vaste gamme de modèles de matériaux. Ses modélisations d'élastomères, en particulier, méritent d'être reconnues.

Les différents progiciels proposés sur le marché sont :

ABAQUS/Standard :

Utilisé pour l'analyse générale de mécanique et thermique stationnaire ou transitoire par résolution implicite.

ABAQUS/Explicit :

Utilisé pour l'analyse mécanique dynamique transitoire par résolution explicite.

ABAQUS/Aqu :

Utilisé pour l'analyse avec calcul interaction fluide/structure.

ABAQUS/CAE Environnement de travail incluant pré solveur et post.

ABAQUS/Viewer (remplace ABAQUS/Post en 5.X) :

Post-processeur interactif pour les différentes analyses.

Chacun de ces produits est complété par des modules additionnels et/ou optionnels, spécifiques à certaines applications.

Pour le traitement de notre sujet, nous avons choisi d'utiliser ABAQUS/CAE, pour sa capacité d'analyser la mécanique dynamique.

Parmi les solutions données par le progiciel ABAQUS on peut citer :

- la dynamique, non-linéarités incluses,
- la dynamique des solides, fluides et gaz,
- l'interaction fluide-structure,
- les problèmes de grandes déformations et grands déplacements,
- les problèmes d'impact, de contact, de pénétration,
- les explosions, chocs, souffles,
- réseaux électrique et calcul des cartes électroniques.

Pour notre cas :

Le projectile et la cible sont discrétisés dans l'espace et les équations de champ de la physique des milieux continus et sont évaluées par les techniques des différences finies.

L'interaction des corps en impact-pénétration est traitée par des algorithmes "sideline", qui imposent la contrainte que les deux corps ne peuvent pas occuper le même espace au même moment. Pour prendre en compte la compressibilité des matériaux qui interagissent, des lois de contact spéciales sont utilisées pour modéliser l'interaction entre le projectile et la cible. Un remaillage interactif peut être adopté pour éliminer l'importante distorsion de maille et pour redéfinir un nouveau maillage numérique.

Le matériau et les propriétés cinématiques de chaque élément du nouveau maillage sont choisis de telle façon que la masse, la quantité de mouvement et l'énergie interne sont gardées constantes, et que les équations constitutives soient satisfaites.

L'analyse est fondée sur une idéalisation axisymétrique à deux dimensions. L'hypothèse de l'axisymétrie n'est pas tout à fait exacte, car le stratifié n'est pas isotrope en flexion. Cependant, dans cette analyse, les déformations de plaque sont supposées axisymétriques sous la charge centrale de la plaque.

III.5 Introduction des données

III.5.1 Données concernant la plaque

La précision des résultats dépend et d'une manière essentielle des données introduites dans ce logiciel, pour cela on a appliqué les lois fondamentales et nous avons fait des calculs avec détail pour que les données décrivent l'évolution du choc le plus exactement possible.

Les propriétés de la plaque ont été calculées théoriquement en fonction de la séquence d'empilement et du taux de fibre. Une fois ses propriétés calculées, elles sont injectées directement comme données concernant plaque dans le progiciel ABAQUS. Le tableau III.1 donne les valeurs calculées.

Tableau III.1 : Caractéristiques mécaniques du stratifié simulé

Densité Kg/ m^3	Charge de rupture en traction en MPa	Charge de rupture en compression MPa	Allongement à la rupture en %	Module d'élasticité longitudinale en MPa	Coefficient de poisson	Prix DA/Kg v
1553	1648.24	1080.31	0.5	114150	0.37	3900/13000

III.5.2 Données concernant l'impacteur

L'impacteur est en acier inoxydable et a les caractéristiques mécaniques portées dans le tableau III.2 suivant:

Tableau III.2 Caractéristiques mécaniques de l'impacteur

Densité Kg/m^3	Charge de rupture en traction en MPa	Charge de rupture en compression MPa	Allongement à la rupture en %	Module d'élasticité longitudinale en MPa	Coefficient de poisson ν
7100	380000	315000	15	210000	0.3

III.6 Réalisation du modèle sur ABAQUS :

III.6.1 Plaque :

La plaque étudiée est un stratifié à 8 couches dont la disposition est comme suit: $[0_3/90]_s$, c'est-à-dire $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, +90^\circ, +90^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$, cette plaque est représentée dans la figure III.2 ci-dessous .

Elle a une longueur de 150mm, une largeur de 100mm et une épaisseur de 4.5mm. Elle est supportée par deux appuis métalliques distants de 120mm.

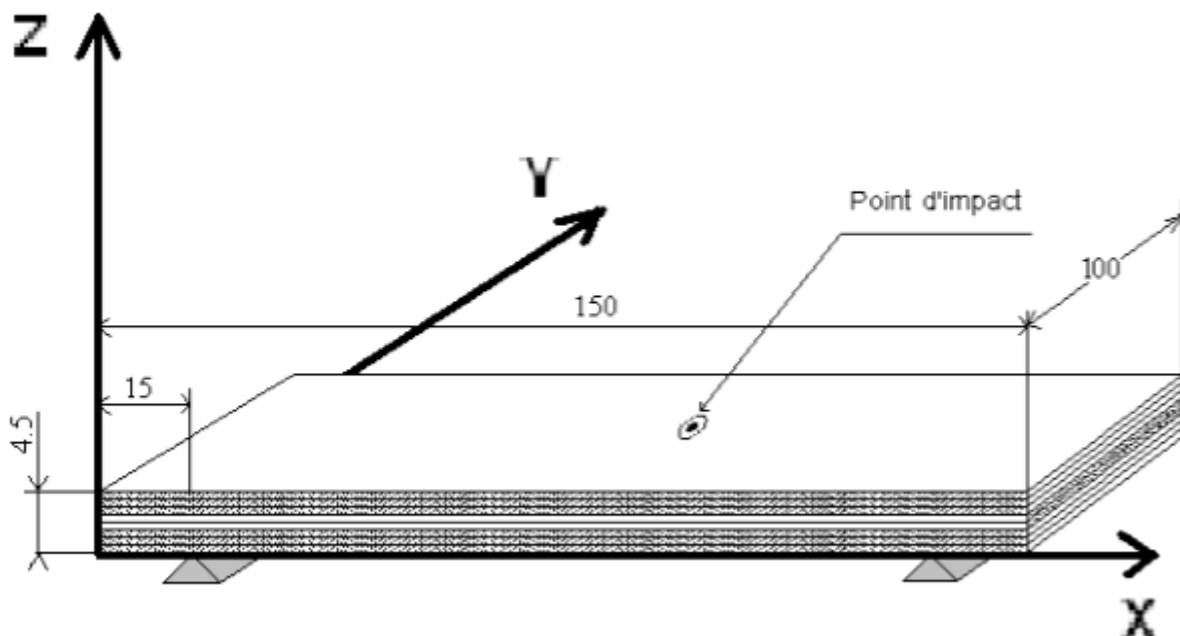


Figure III.2 Représentation d'un stratifié verre / polyester $[0_3, 90]_s$ dans le repère utilisé

III.6.2 Impacteur

L'impacteur utilisé est de forme semi-sphérique de rayon égale à 16 mm. Il est assemblé à un corps cylindrique qui lui-même fait partie du dispositif tombant. Il est équipé d'un capteur piézo-électrique pour mesurer la force de contact et un accéléromètre qui sert à mesurer l'accélération. L'ensemble pèse 1850 g.

La figure III.3 montre le dessin des trois vues (perspective haut, de droite, perspective bas).

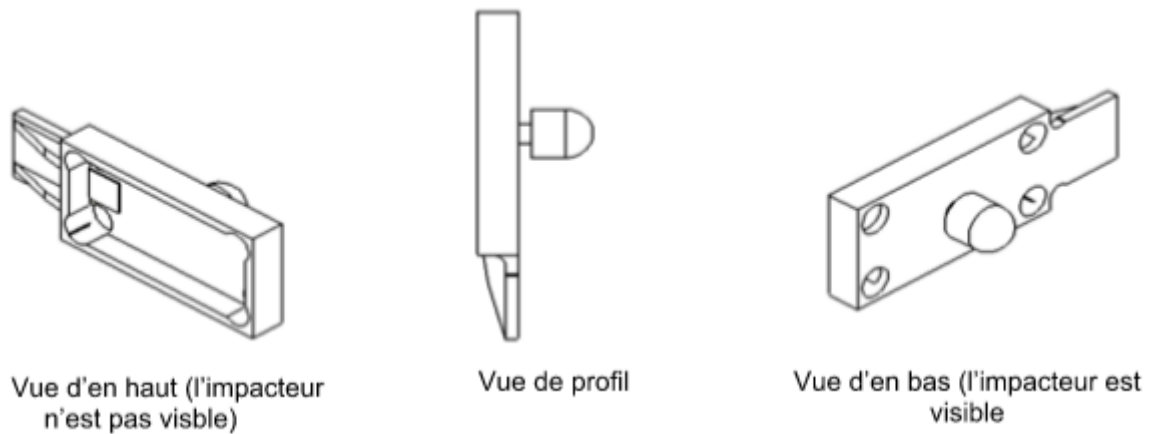


Figure III.3 Les différentes vues de l'impacteur (dessin de l'impacteur en perspective.)

III.7 Les étapes de la simulation :

Pour simuler un modèle dans ABAQUS, les étapes à suivre sont les suivantes :

III.7.1 Première étape : Modélisation de la plaque

En utilisant l'interface graphique, on dessine la plaque stratifiée, tout en respectant les dimensions prédéfinies c'est-à-dire $150 \times 100 \times 4,5 \text{ mm}^3$ (figure III.4) ; L'origine du repère x, y, z est utilisée comme référence à ce dimensionnement. Celui-ci est situé au centre de la face supérieure de la plaque.

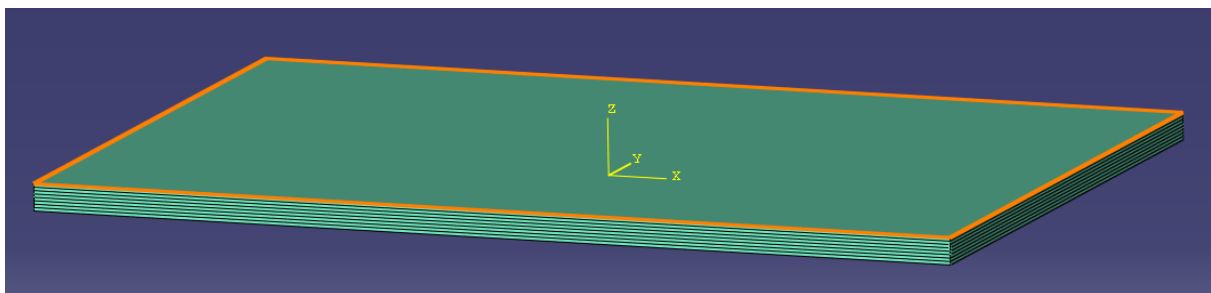


Figure III.4 Vue en perspective du stratifié verre / polyester $[0_3, 90]_5$ après modélisation

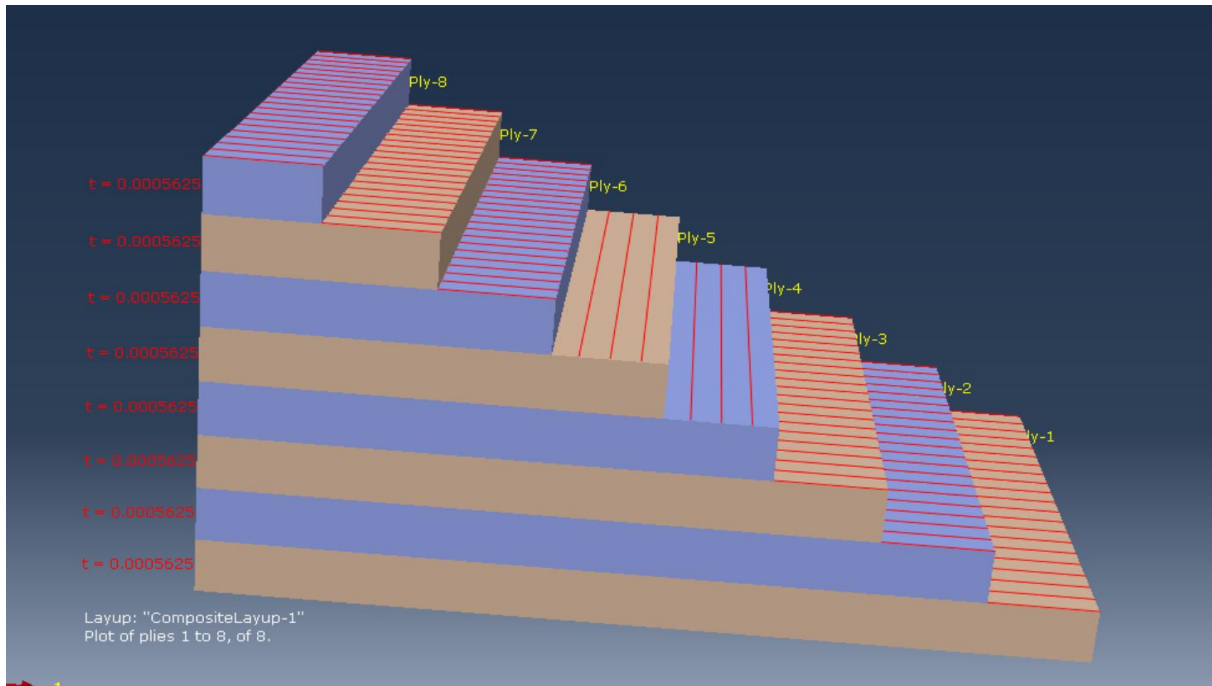


Figure III.5 Composite layup

III.7.2 Deuxième étape : Modélisation de l'impacteur

On procède de la même manière pour dessiner l'impacteur. Celui-ci est représenté sur une nouvelle fenêtre d'ABAQUS (figure III.6).

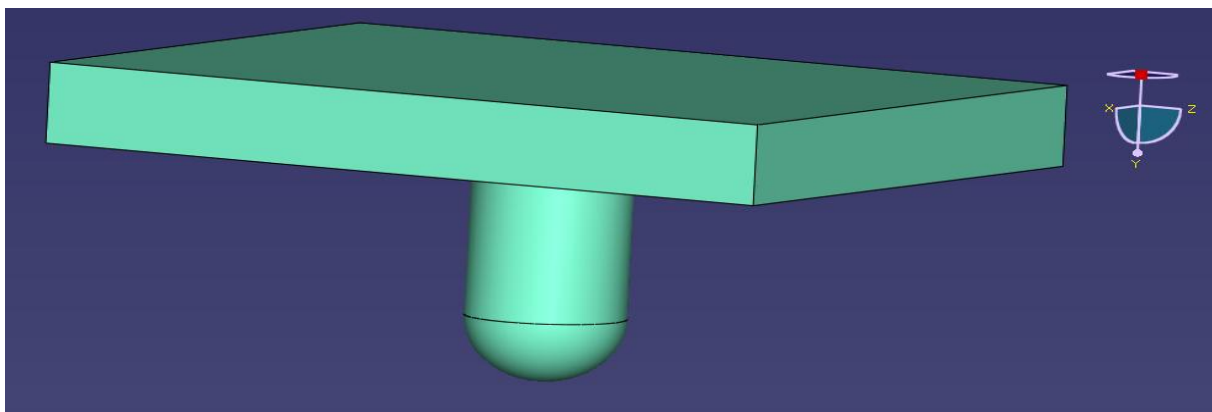


Figure III.6 Vue en perspective de l'impacteur modélisé

III.7.3 Troisième étape : Propriétés

Cette étape qui consiste à attribuer à chaque matériau ses caractéristiques mécaniques

III.7.4 Quatrième étape : Assemblage

Après avoir dessiné les parties et leur avoir affecté leurs propriétés, on les assemble identiquement à la réalité. La Figure III.7 nous montre la position des parties après assemblage.

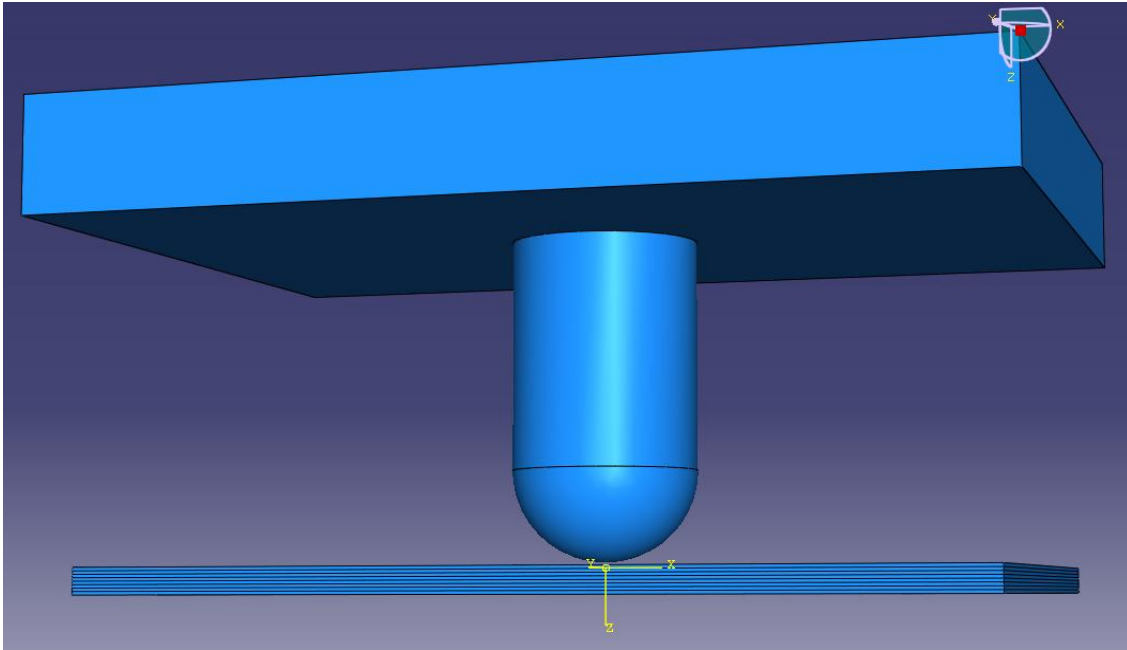


Figure III.7 Vue en perspective de la simulation du stratifié / impacteur just avant l'impact.

III.7.5 Cinquième étape :

On introduit les différentes étapes que va suivre le déroulement des actions tel que pour chaque variation de données, il faut créer une nouvelle étape et lui associer un temps de déroulement.

III.7.6 Sixième étape : Interaction

ABAQUS propose plusieurs types d'interaction de corps en contact. On crée l'interaction que l'on souhaite avoir lieu entre les deux corps tout en spécifiant le type de contact et les contraintes que l'on souhaite prendre en charge telle que pour notre cas on choisit Surface-to-surface contact (Explicit), et pour l'Interaction property on choisit Tangential Behavior et Normal Behavior.

III.7.7 Septième étape : Application de la charge

On définit à ce niveau, les chargements, les conditions aux limites, les vitesses etc., des différentes étapes qui se succèdent.

III.7.8 Huitième étape : Maillage

On procède aux maillages des corps suivant leur forme et leurs dimensions voir même la concentration de contrainte s'il y a lieu.

Des éléments tétraédriques à 4 nœuds ont été choisis pour l'impacteur à cause de la forme hémisphérique et cylindrique de ce corps. Par contre, nous avons utilisé des éléments quadratiques à 8 nœuds pour la discrétisation de la plaque (figure III.8). On choisit la taille des éléments de telle sorte qu'on ait un nœud au centre de la plaque.

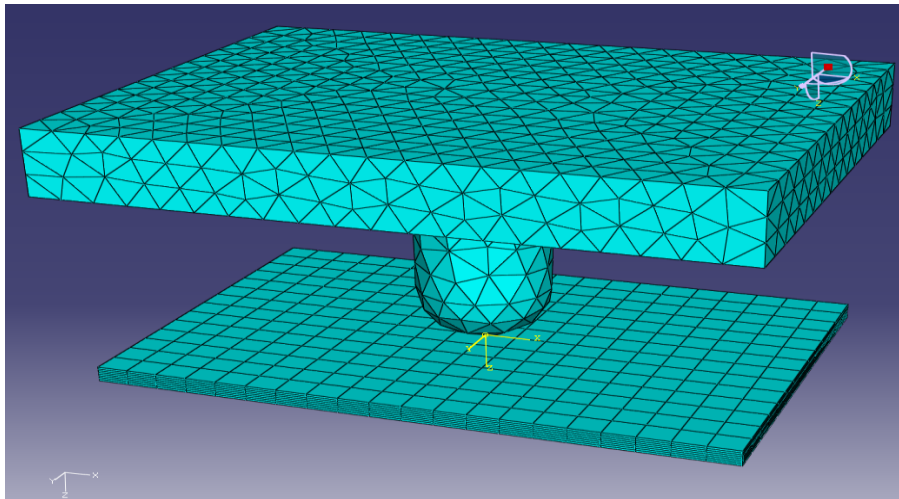


Figure III.8 Vue en perspective de la simulation du stratifié / impacteur juste avant l'impact

III.7.9 Neuvième étape : Résolution

On lance le calcul. Après avoir lancé le calcul, on peut suivre l'évolution du procès en cliquant sur *Monitor* : on peut ainsi avoir en temps réel l'évolution des incréments de chargement et apprécier la convergence des calculs.

III.7.10 Dixième étape : Résultats

On peut parcourir les différents résultats obtenus qu'on lui a demandé de traiter (figure III.9).

Visualiser les déformées, et tracer des courbes d'évolution suivant un contour.

Les résultats recherchés (flèche, contrainte, vitesses, etc.) dans notre cas sont accessibles grâce à la création de fichiers de résultats dans ABAQUS.

Un exemple des résultats est montré sur la figure III.9 celle-ci est représentée la distribution des contraintes dans la plaque.

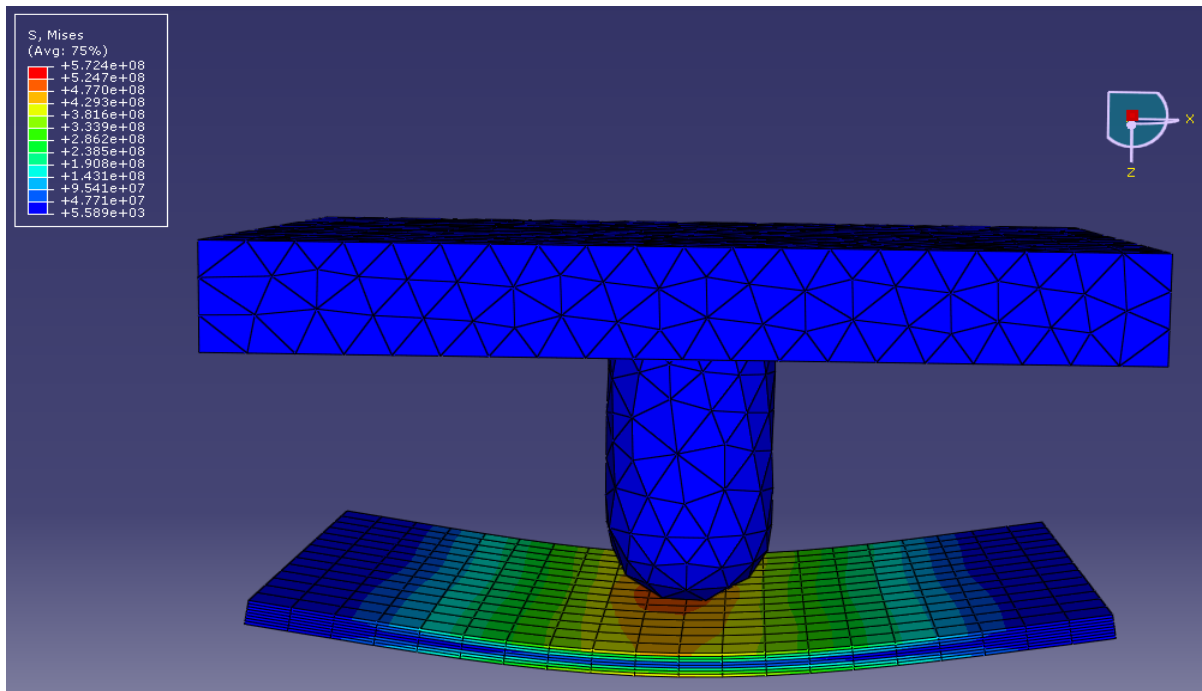


Figure III.9 : Exemple du résultat d'une simulation d'impact sur ABAQUS

Remarque :

- Le temps de traitement des résultats et de calcul change d'une configuration de PC (ordinateur) à une autre. Par exemple, pour les simulations faites en utilisant un ordinateur Processeur intel (R) 3.2Ghz, RAM (DDR II): 2 Go, les calculs machine
- ont duré environ 01H 30min. Ce temps dépend bien évidemment aussi de la finesse du maillage, et des conditions aux limites.
- Le contact entre deux surfaces (l'impact du projectile sur la cible) a été approché en imposant une condition en vitesse limite aux nœuds appartenant à la surface impactée. La masse du projectile a été aussi répartie uniformément entre ces nœuds afin de transmettre à la structure son énergie cinétique. L'évolution de la vitesse suit une fonction qui régresse. A $t=0$ (contact), elle possède la valeur maximale (celle d'impact mesurée expérimentalement et vérifiée théoriquement) et diminue de façon exponentielle jusqu'à l'arrêt et l'immobilisation du projectile (phase de chargement).

Par la suite, le projectile change de direction (remonte) avec une certaine accélération jusqu'à ce qu'il quitte la plaque. Cette dernière va subir à son tour un mouvement vibratoire amorti, jusqu'à l'arrêt total.

Chapitre IV

Exploitation, comparaison et discussions des résultats

IV.1 Premier exemple traité : Simulation en utilisant le premier niveau d'énergie $E=8,92\text{Joules}$

IV.1.1 Flèche du nœud correspondant au centre de la plaque

Le contact est supposé se produire à l'instant $t=0$. Dès que le contact est établi, le centre de la plaque sous l'effet du mouvement de l'impacteur, va commencer à se déplacer vers le bas (la plaque commence à fléchir). Nous avons calculé cette flèche numériquement tout au long de la durée de l'impact grâce au logiciel ABAQUS. Les résultats obtenus sont montrés sur la figure IV.1

La flèche maximale calculée numériquement est égale à 4,92 mm

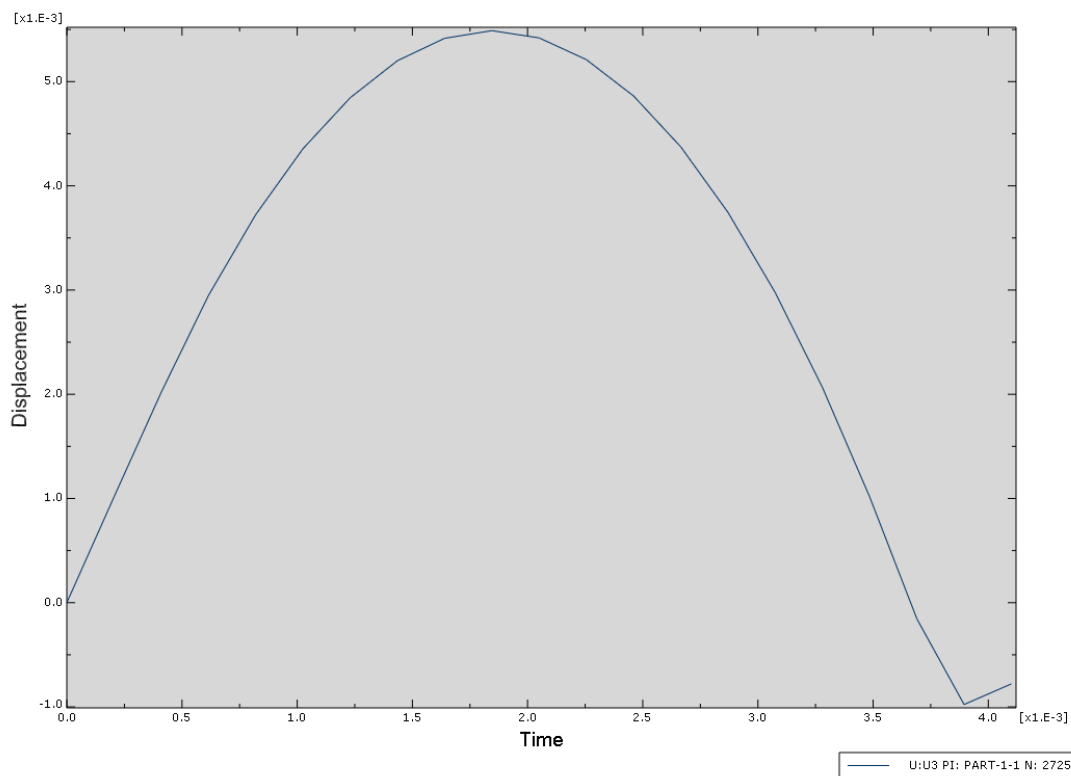


Figure IV.1 Courbe de déplacement du nœud du centre la face non impactée de la plaque

IV.1.2 La vitesse

La figure figure IV.2 montre la variation de la vitesse du centre de la face intérieure de la plaque durant l'impact. On remarque une montée brusque de la vitesse au début (juste après contact) qui atteint plus que le double de la vitesse du projectile puis elle rechute jusqu'à une valeur qui est inférieure à celle du projectile, puis elle remonte pour qu'elle la dépasse à nouveau

Et finalement les deux vitesses se synchronisent pour s'annuler quand la plaque est sur le point le plus bas et le déplacement maximale , ensuite la plaque entre dans la phase de déchargement et elle commence à son état initial ce qui va donner à la vitesse des valeurs négatives (indiquant le changement du sens du déplacement de l'impacteur) de cette vitesse va s'accroître en module jusqu'au temps où le projectile quitte la plaque et , à ce moment le centre de la plaque entre dans un mouvement décéléré du au force de rappelle des extrémité de la plaque, cette phase est en réalité une phase dominé par l'aspect vibratoire .

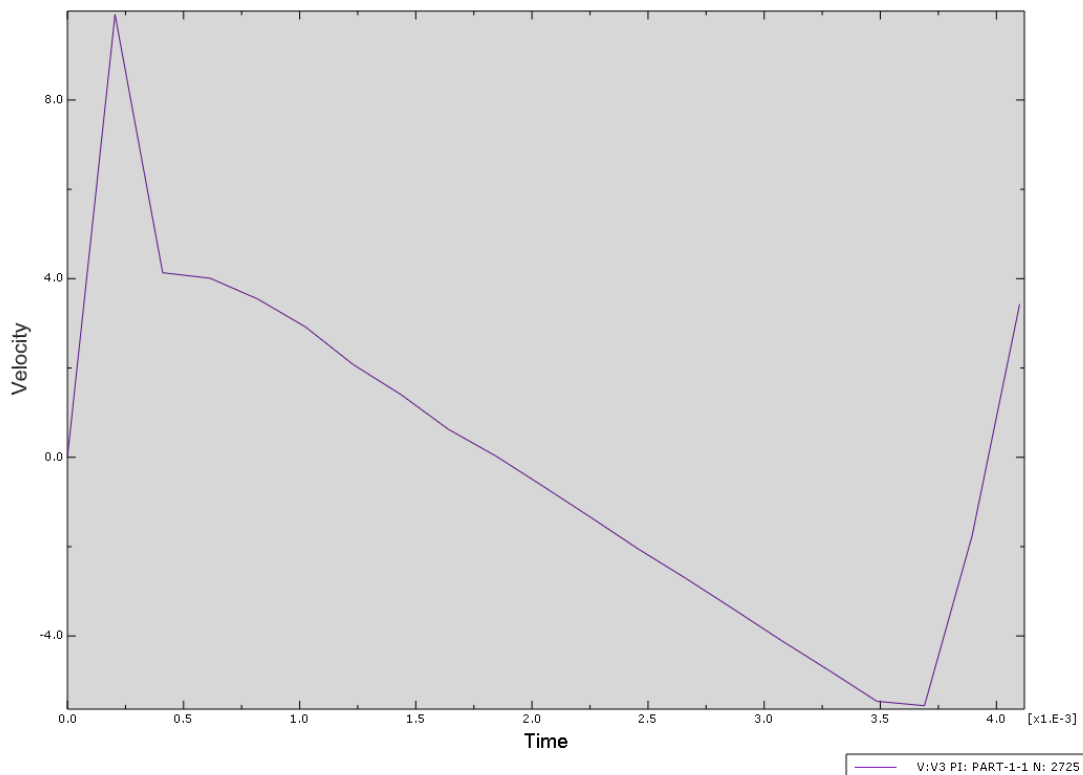


Figure IV.2 Courbe de vitesse du nœud correspondant au centre la face non impacté de la plaque

IV.1.3 L'accélération

Juste après l'impact on remarque sur la figure IV.3 que les accélérations sont importante (les valeurs pendant les premier instant de contact) celles-ci diminuent rapidement pour s'annuler après stabilisation de la plaque.

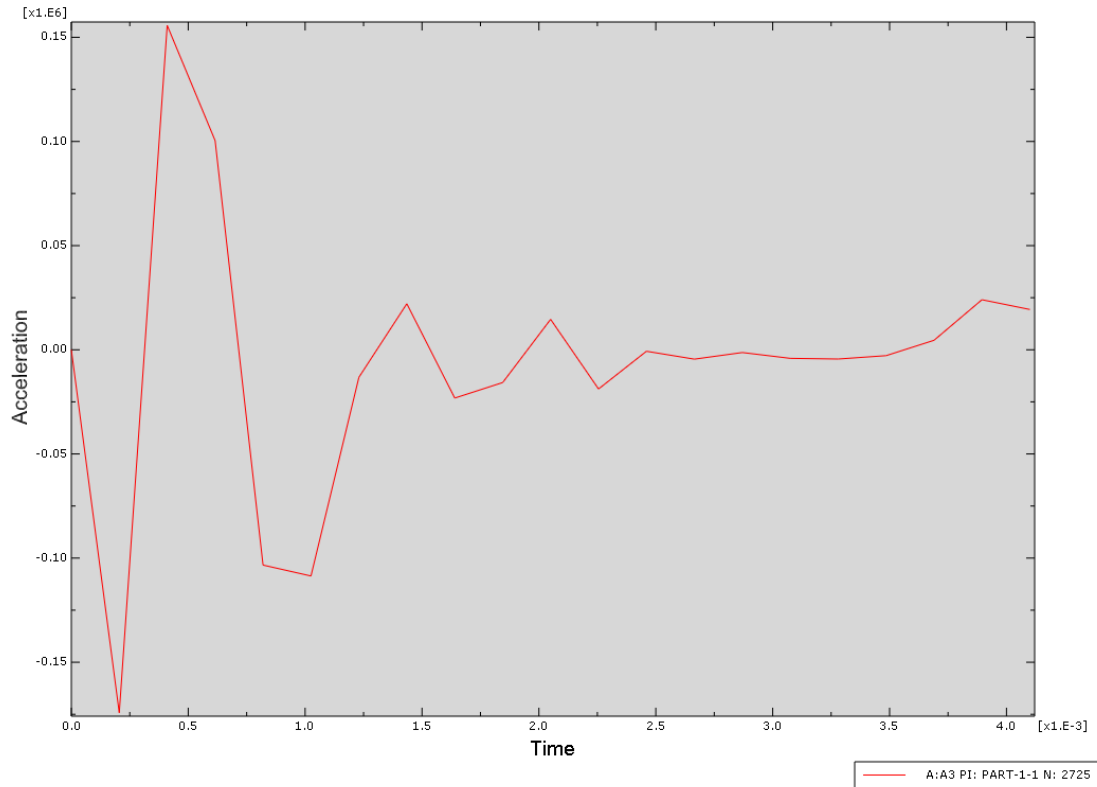


Figure IV.3 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impactée de la plaque

IV.2 Simulation en utilisant le deuxième niveau d'énergie $E=13,39$ Joules

Nous avons ,pour ce niveau d'nergie construit les mêmes graphes que ceux du premier niveau, c'est-à-dire l'évaluation de la flèche , de la vitesse et de l'acceleration en fonction de temps la figure IV.4, IV.5 et IV.6 montre ces variation en fonction du temps.

La flèche maximal enregistré est égale à 5,95 mm

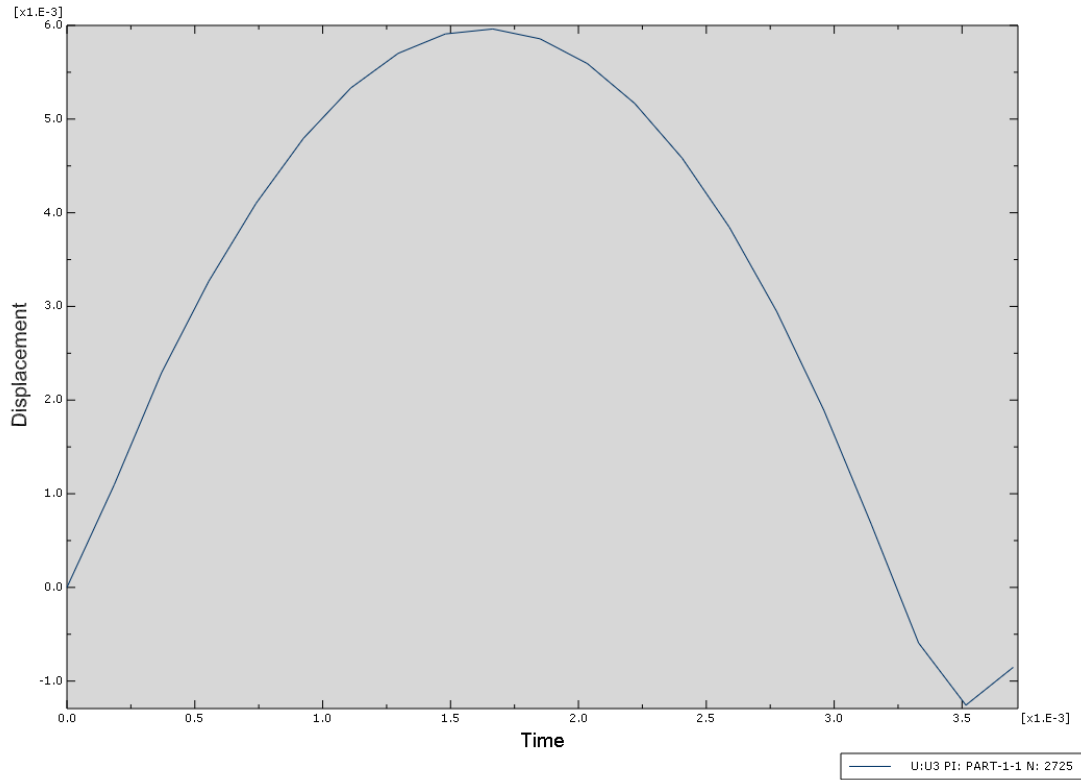


Figure IV.4 : Courbe de déplacement du centre la face non impactée de la plaque

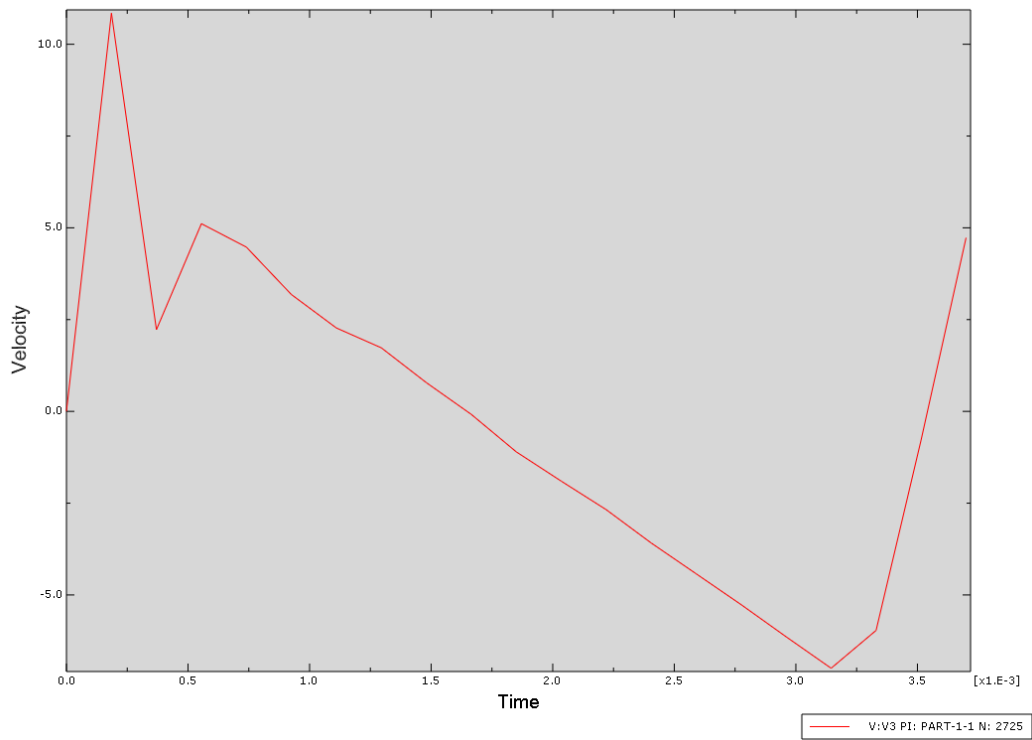


Figure IV.5 Courbe de vitesse du nœud du centre la face non impacté de la plaque

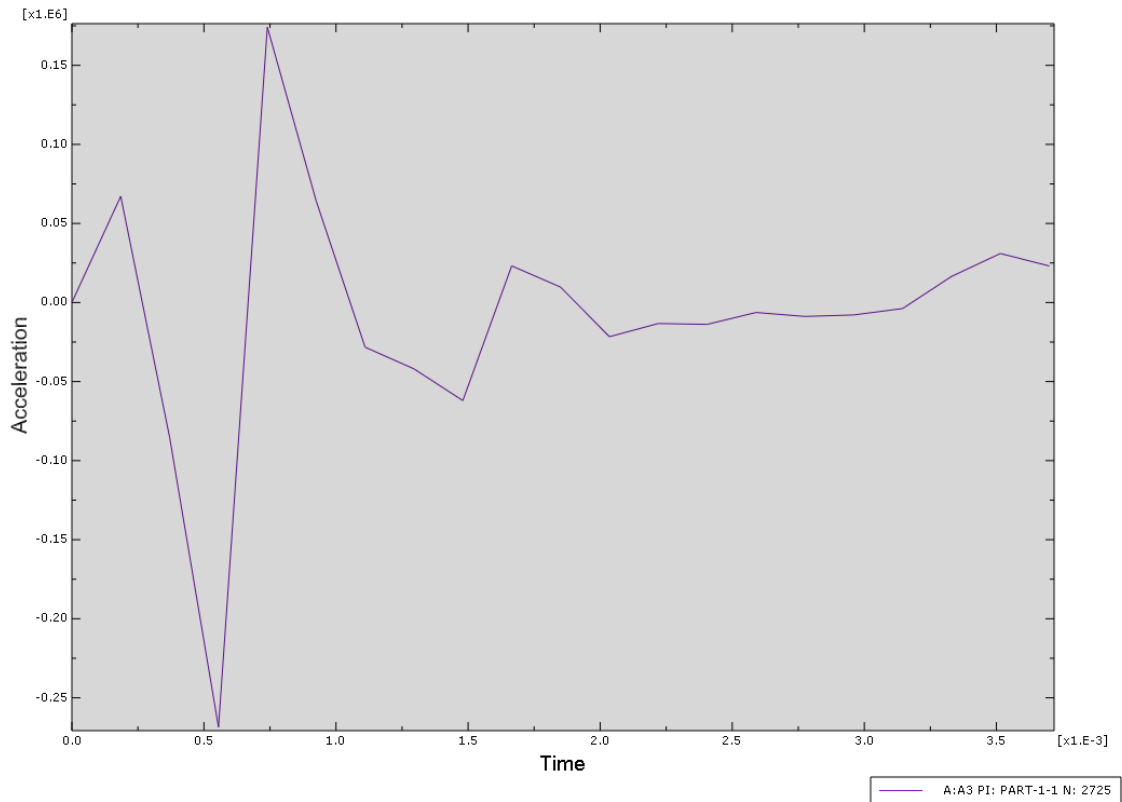


Figure IV.6 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impacté de la plaque

IV.3 Simulation en utilisant le troisième niveau d'énergie $E=17,85$ Joules

Identiquement pour ce niveau d'énergie nous avons exploité des résultats pour tracer les graphes des figures IV.7, IV.8 et IV.9 qui montrent respectivement la variation de la flèche, la vitesse et l'accélération en fonction du temps. La valeur maximale de la flèche dans ce cas est égale à 7,59 mm.

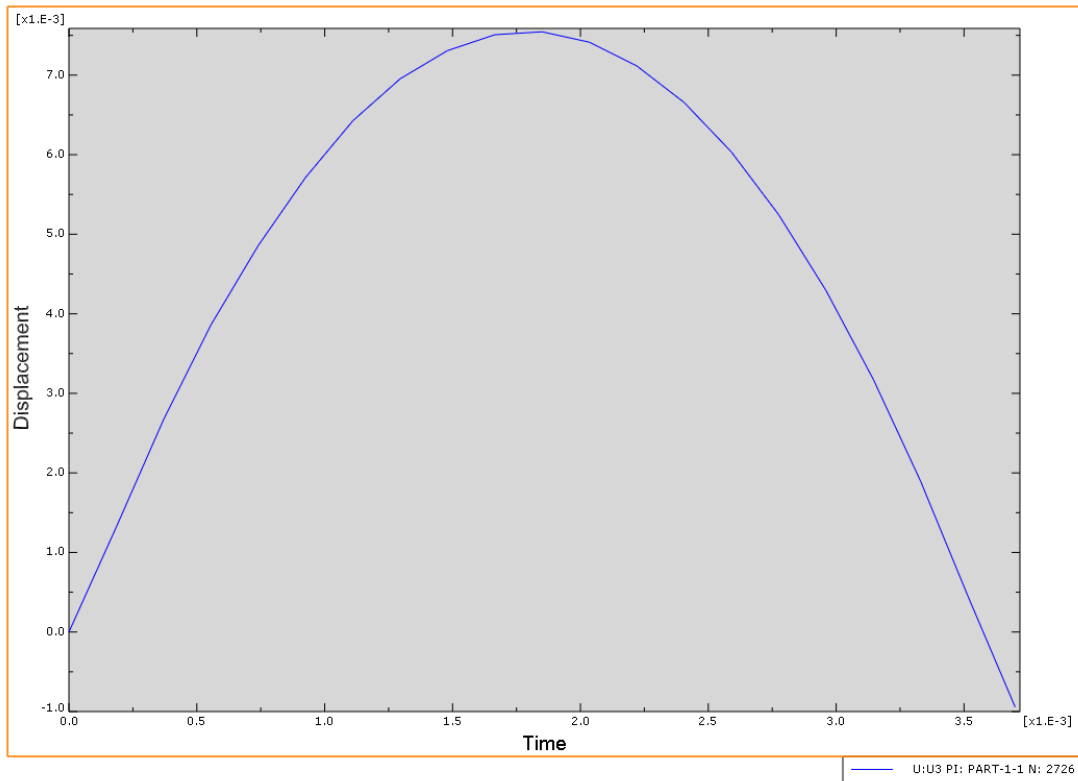


Figure IV.7 Courbe de déplacement du centre la face non impactée de la plaque

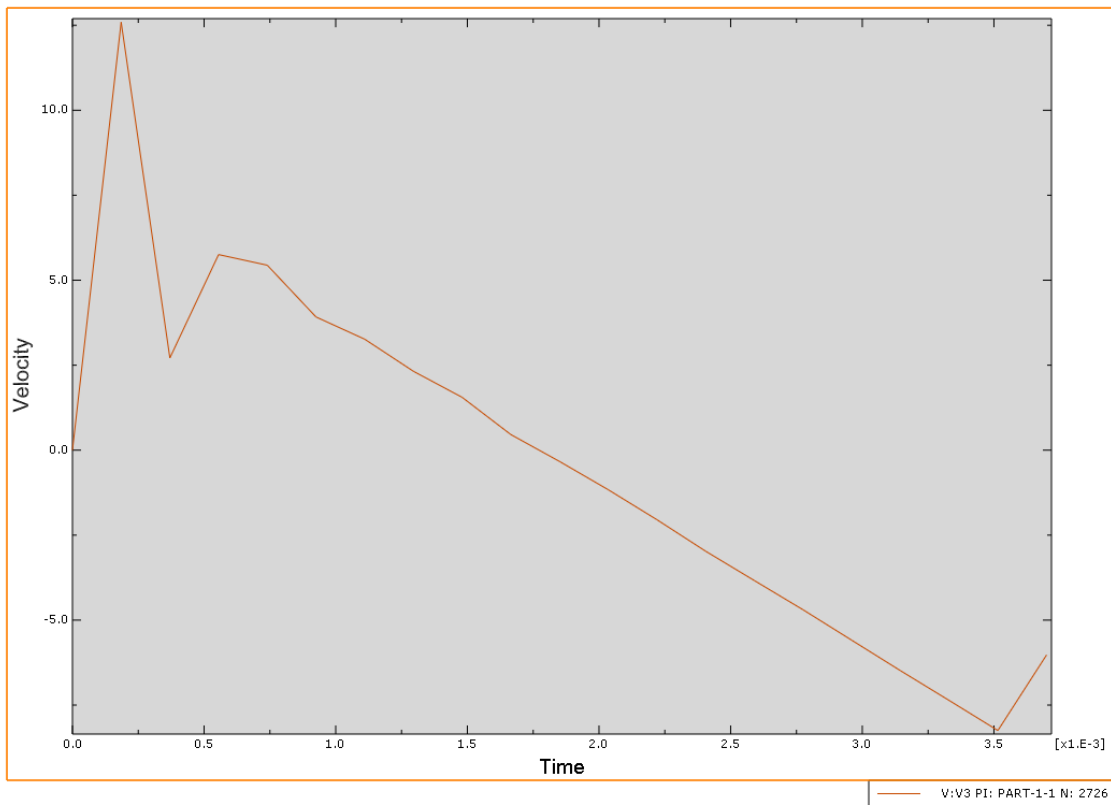


Figure IV.8 Courbe de vitesse du nœud du centre la face non impactée de la plaque

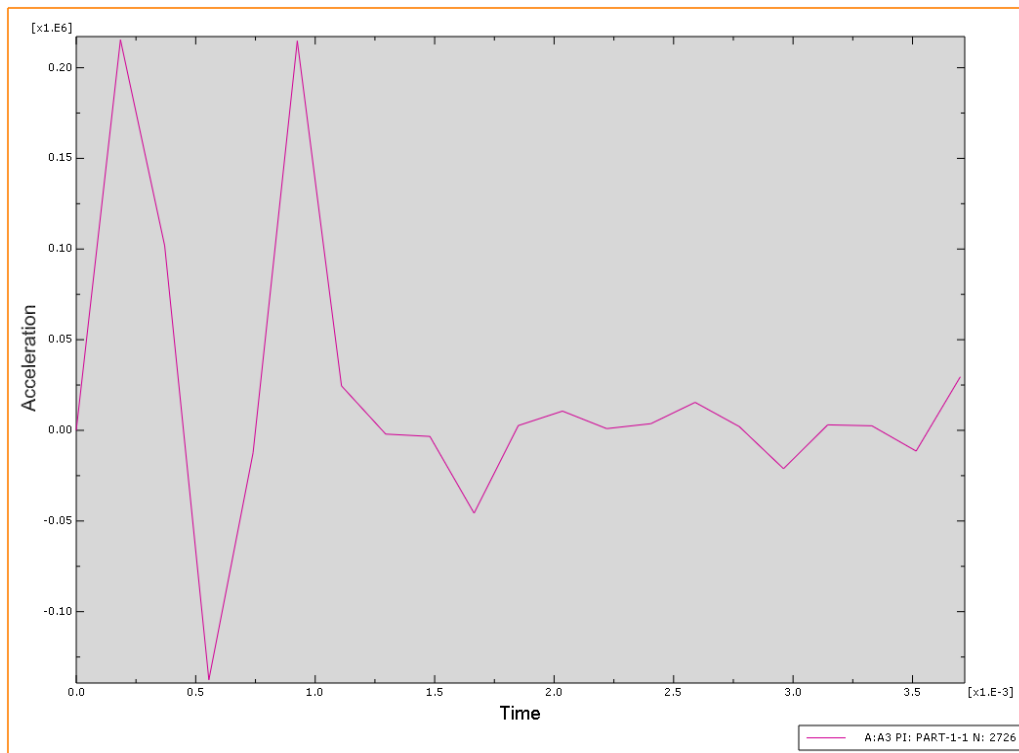


Figure IV.9 Courbe d'accélération du nœud du centre la face non impactée de la plaque

Les allures des flèches, des vitesses et des accélérations des trois exemples sont identiques mais leurs valeurs changes.

IV.4 Calculs des contraintes :

IV.4.1 Les contraintes maximales dans la plaque :

Nous proposons dans ce qui suit l'étude de la variation et la distribution de la contrainte résultante (flexion et compression) due à l'impact sur la plaque.

a) Contrainte du centre de la face impactée :

La figure IV.10 montre la variation de la contrainte résultante du nœud correspondant au centre de la face impactée, on remarque que la valeur maximale de cette contrainte est atteinte lorsque la flèche est maximale. Cette contrainte est due a la flexion de la plaque et a la compression de l'impacteur.

La valeur maximale de cette contrainte est de $4,5 \text{ e}8 \text{ N/m}^2$

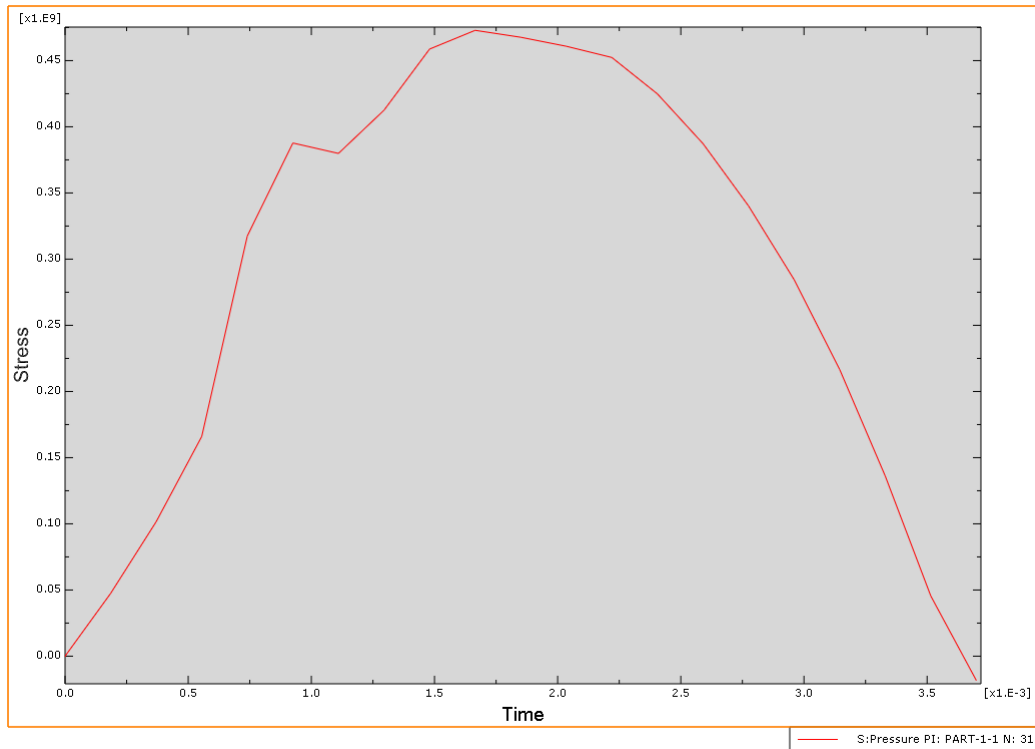


Figure IV.10 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre la face impactée de la plaque

b) La contrainte du centre de la face non impactée

Le centre de la plaque est le point le plus le plus sollicité de cette face. Dans les graphes ci-dessous, on trace l'évolution de la contrainte au cours du temps et pendant tout l'impact, la pression prend des valeurs négatives ce qui montre qu'il y a une traction.

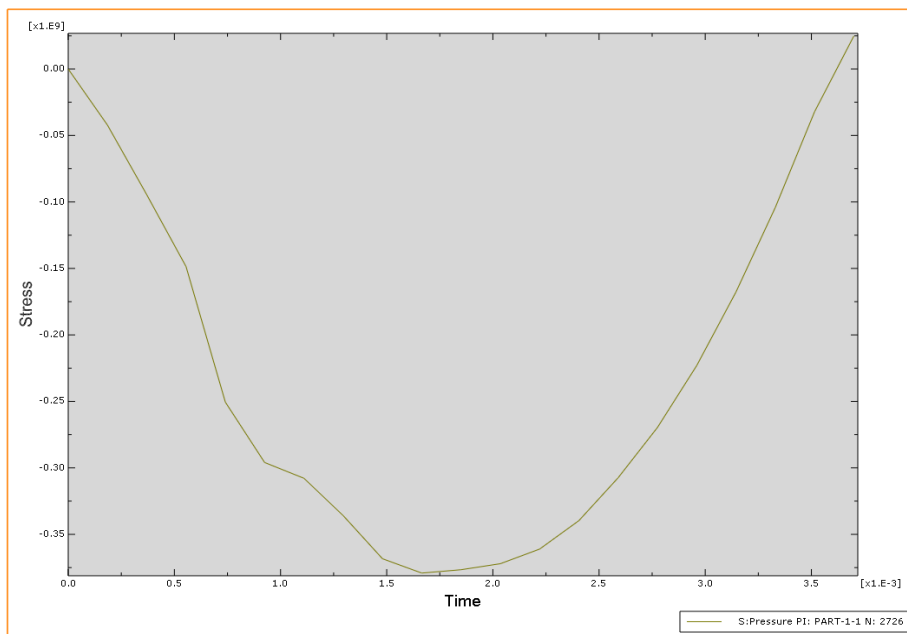


Figure IV.11 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre la face non impactée de la plaque

c) La contrainte au centre du plan médian :

La figure IV.12 montre la variation de la contrainte résultante au nœud correspondant au centre de la plaque. Du fait de l'appartenance de ce nœud au plan neutre par rapport à la flexion, la contrainte de flexion est nulle. Par conséquent, les contraintes de la courbe IV.12 sont uniquement les contraintes dues à la pression de l'impacteur. Les valeurs de ces contraintes sont inférieures à celles enregistrées aux nœuds correspondant au centre des faces impactées et non impactées. Ce qui réconforte notre analyse.

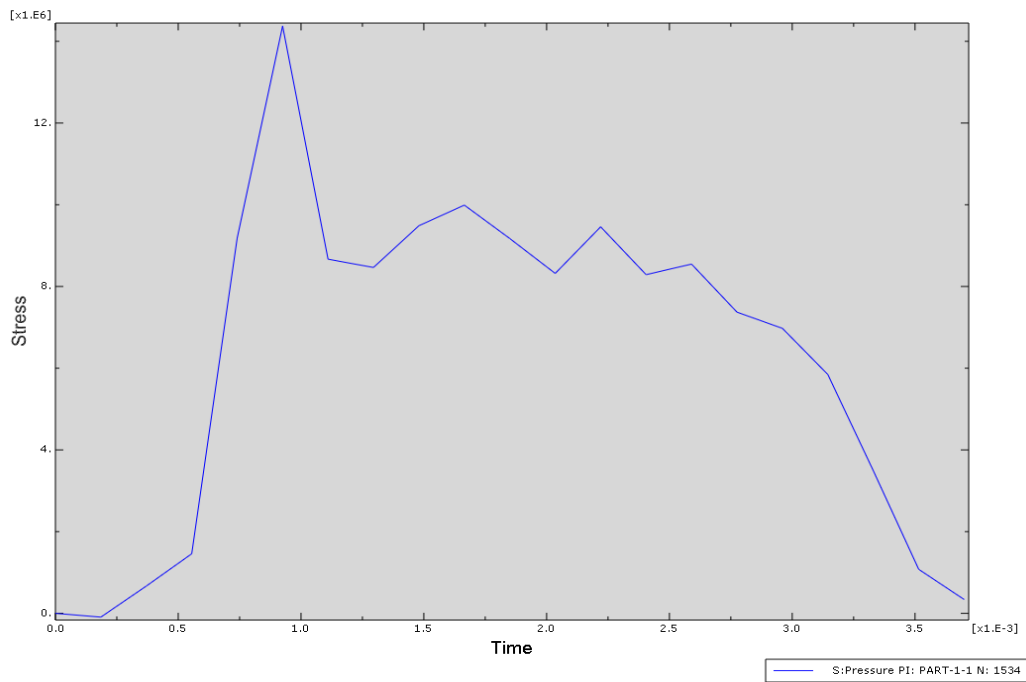


Figure IV.12 Courbe de contrainte au niveau du nœud du centre de la face médiane

Remarque :

Le logiciel ABAQUS offre la possibilité de visualiser la distribution des contraintes sur la plaque. A titre d'exemple la figure IV.13 nous montre la distribution de contrainte maximale dans la plaque pendant l'impact. Ces résultats peuvent être calculés sur tous les nœuds de la plaque et même sur ceux de l'impacteur.

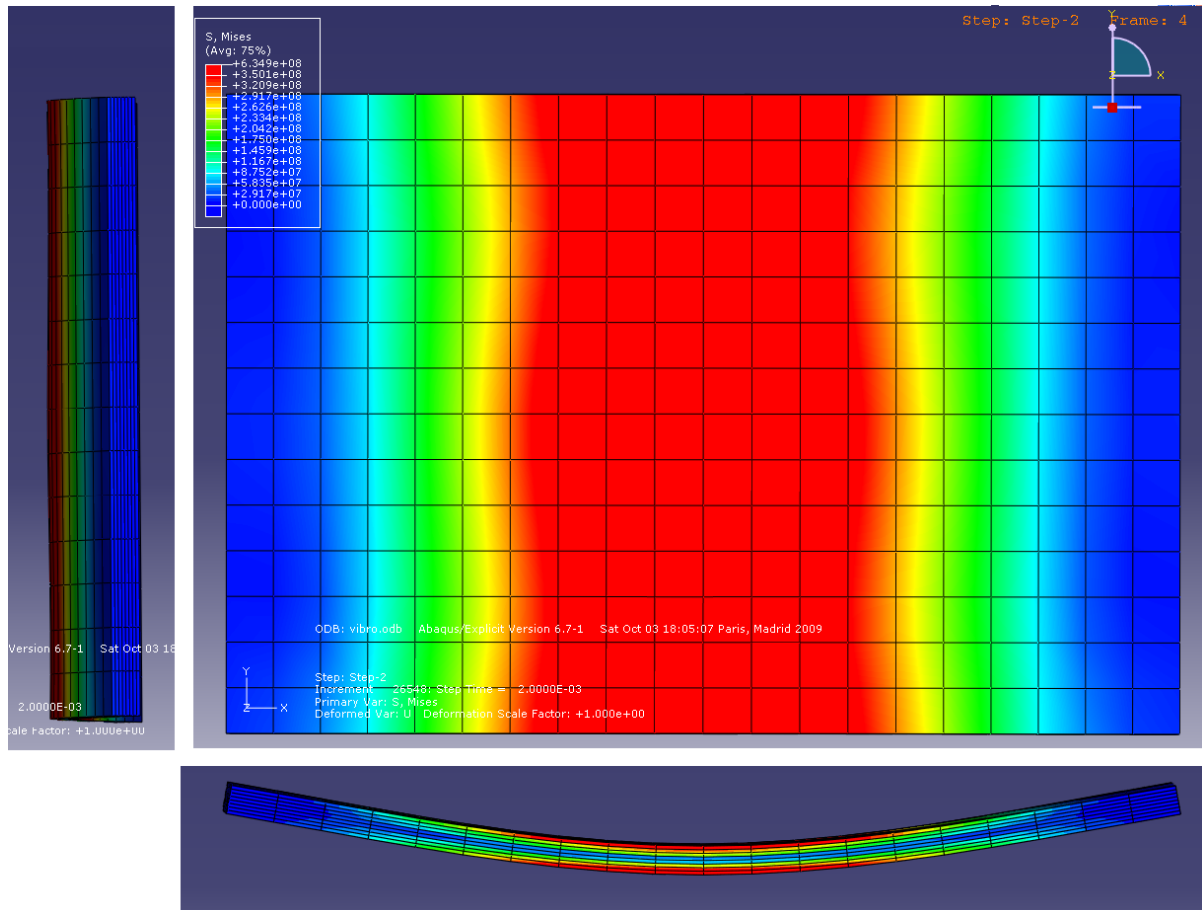


Figure IV.13 Représentation de la répartition des contraintes maximales dans les 3 vue (de face, de droite, de haut) de la plaque (résultat ABAQUS).

IV.5 Comparaison des résultats numériques

La comparaison des résultats numériques issus des différents essais concernant les paramètres suivants :

- La flèche de la plaque,
- Le déplacement de l'impacteur,
- L'énergie d'impact.

IV.5.1 La flèche

La figure IV.14 montre une superposition des courbes de résultats numériques pour les trois niveaux d'énergie d'impact. On remarque que les courbes des niveaux d'énergie sont en corrélation parfaite avec la hauteur, autre ment dit, plus la hauteur est importante et plus l'énergie d'impact suit. Dans le tableau IV.1, la flèche maximale des différents résultats numériques est représentée

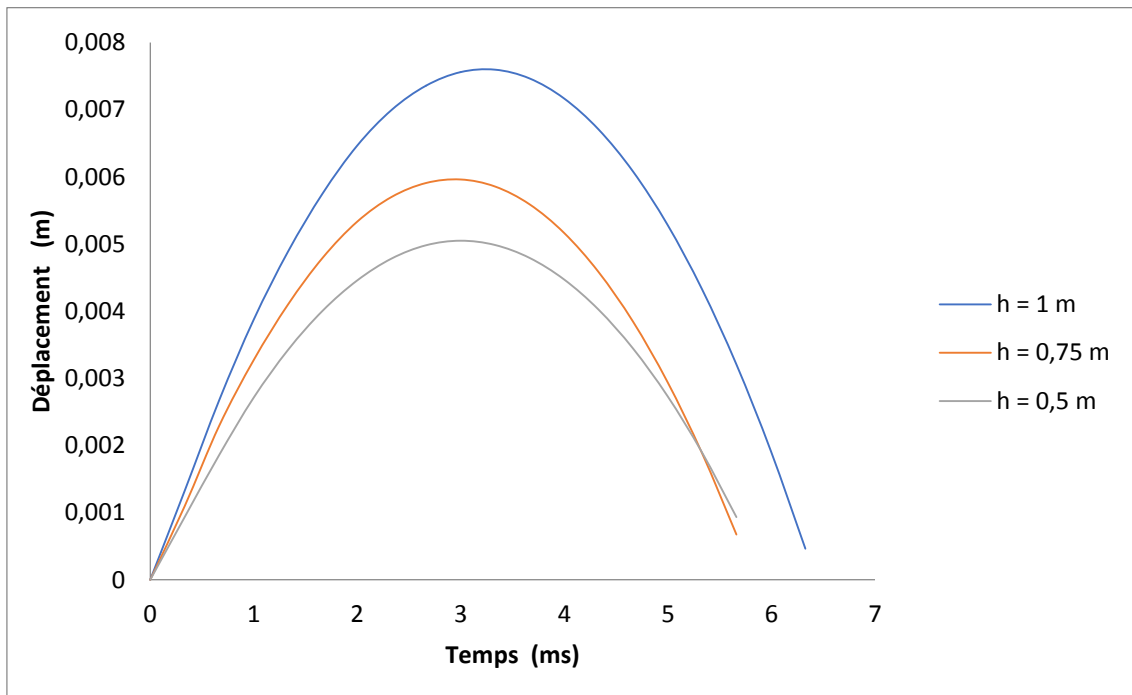


Figure IV.14 Résultats numériques de la flèche de la plaque des trois différents niveaux de chutes

Tableau IV.1 Comparaison des résultats des trois niveaux de chute

Hauteur de chute [mm]	Flèche maximale du centre de la plaque [mm]
	ABAQUS
1000	7,59
750	5,96
500	4,92

IV.5.2 Déplacement maximal d'impacteur

Les courbes de déplacement de l'impacteur obtenues numériquement ont les mêmes allures que celles tracées à partir des résultats de la MEF de la plaque, et celles-ci ne sont pas portées sur ce sujet mais nous allons montrer leurs valeurs maximales. (Voir tableau IV.2)

Tableau IV.2 Comparaison des résultats (énergie maxi de l'impacteur) des trois niveaux de chute

Hauteur de chute [mm]	Déplacement maximal de l'impacteur [mm]
	ABAQUS
1000	7,93
750	6,27
500	5,80

L'erreur varie de 2% à 19% selon le cas.

IV.5.3 Énergie incidente

Le tableau IV.3 montre les valeurs des énergies d'impact calculées avec la méthode numérique des trois niveaux de chute.

Tableau IV.3 Comparaison des résultats (énergie incidente) trois niveaux de chute

Hauteur de chute [mm]	Energie au moment d'impact [Joul]	Energie au moment d'impact [Joul]
	Expérimentale	Abaqus
1000	17,85	18,18
750	13,39	11,31
500	8,92	9,43

L'erreur varie de 1,5% à 15% pour le cas le plus défavorable

On a remarqué que les valeurs des énergies calculées par ABAQUS sont un peu plus grandes que celles calculées expérimentalement.

Rappelons que les différents frottements ne sont pas pris en considération lors de la simulation.

IV.6 Calcul du poinçonnement via simulation

Dans ce paragraphe nous nous sommes intéressés au calcul de l'indentation.

Pendant l'impact, la phase impactée va être poinçonnée à cause de l'énergie cinétique de l'impacteur. Cette indentation est calculée par la différence du déplacement des nœuds centraux des deux faces (impactée et non impactée) de la plaque.

La figure IV.15 montre la superposition de déplacement des nœuds des deux faces lorsque nous avons utilisé une énergie d'impact de 17,87 joules, l'indentation calculée est égale à 0,34 mm.

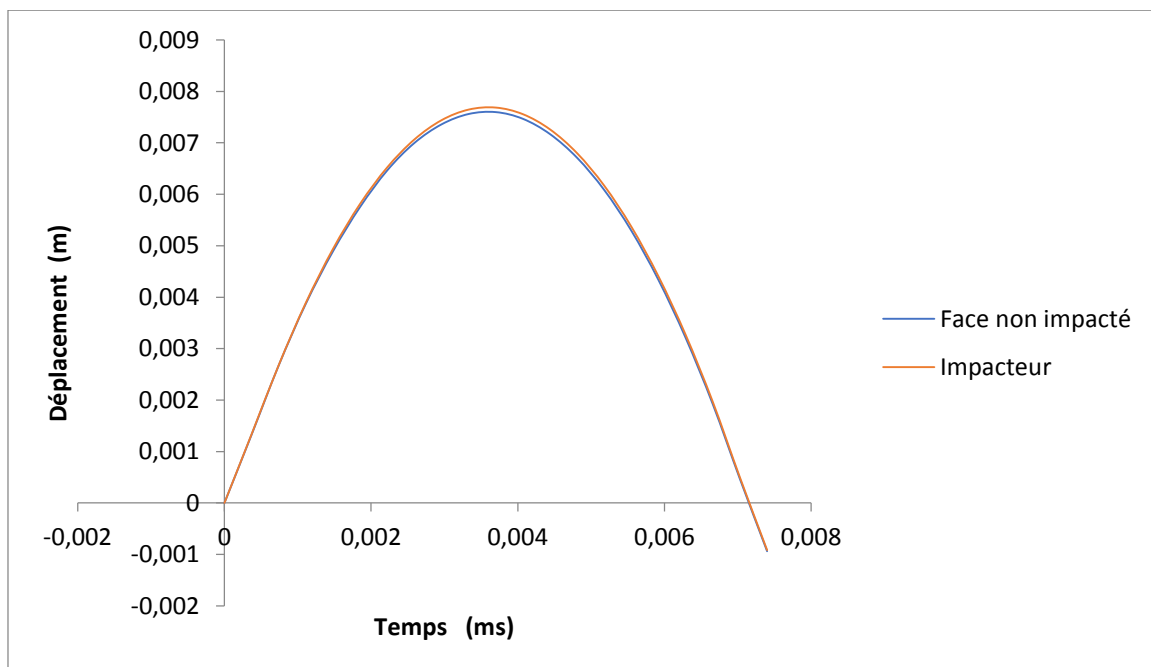


Figure IV.15 : Évolution du déplacement des deux faces de la plaque pendant l'impact

Conclusion générale

Conclusion

L'objectif principal de ce mémoire consiste à analyser du comportement mécanique d'une plaque en matériaux composite (verre/polyester) sous impact mécanique à faible énergie (qui est de l'ordre de 17 Joule), et ce suivant différents hauteurs de chute libre d'un impacteur dont la surface de l'impact est semi-sphérique. Ce travail nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

- La répartition de la contrainte sur la plaque est non uniforme, ou il est clairement illustré qu'à l'inverse des extrémités, le centre de la plaque est fortement sollicité que ce soit par l'impacteur ou bien par la flexion résultante de la déformation qui est dû à l'impact.
- Au moment de l'impact une indentation est apparue, cette déformation prends la valeur maximale au milieu de la plaque, plus précisément dans la surface de contact entre l'impacteur et la plaque.
- La plaque subit une flexion composée, le plans neutre se déplace légèrement vers la zone en traction et ce à cause de la compression supplémentaire apporté par l'impacteur.
- Les résultats obtenus lors de la simulation coïncide parfaitement avec les calculs théorique, l'erreur résultante peut être expliquée par les forces de frottement qui n'ont pas été introduit dans le progiciel de calcul.
- L'énergie de l'impacteur à la sortie (post impact) est inférieure à son énergie au moment de l'impact, ce qui explique que la plaque a absorbé une partie de l'énergie sous forme d'endommagement.
- Nous concluons aussi que plus le choc est élevé et plus l'énergie absorbé par la plaque est importante et autrement dit plus l'endommagement est important.
- En perspective étudier la vibration de la plaque pendant et après l'impact.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] Bahlouli, N., « Comportement mécanique en température du pli élémentaire d'un stratifié carbone/époxy », 1994, Cachan, Ecole normale supérieure.
- [2] Jean Marie Berthelot, « matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures », 4^{ème} édition, TEC &DOC, Le Mans Novembre 2010.
- [3] Damien Ducret, « Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites, caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique » Thèse de doctorat, institut national des sciences appliquées, Lyon, 2000.
- [4] ROUAM Kamila, « Elaboration, caractérisation mécanique et hygrothermique d'un stratifié renforcé par des fibres naturelles », Mémoire de Magister l'université M'HAMED BOUGARA – BOUMERDES ; 2013/2014.
- [5] Berthelot, J.M., « Matériaux composites, comportement mécanique et analyse des structures » Livre, éditions : Lavoisier, 2005.
- [6] «Glossaire des matériaux composites» - carma –Actualisation octobre 2006.
- [7] Laurent Gornet , Généralités sur les Matériaux Composites, École Centrale de Nantes- 2011
- [8] Marianne le Troedec, « caractérisation des interactions physico-chimique dans un matériau composite à base phyllosilicates, de chaux et de fibres cellulosiques », thèse doctorat école science et technologies, université de Limoges, décembre 2009.
- [9] GLOSSAIRE DES MATERIAUX COMPOSITES – CARMA –Actualisation octobre 2006
- [10] J.M. Berthelot. « Composite Matériels. Mechanical Behavior and Structural Analysis », New York, 1999.
- [11] K.Charle ‘C.morvan ‘J.Bréard ‘JP.Jernot ‘M. Gomina « Etude morphologique d'un composite naturel la fibre de lin » revue des composites et des matériaux avancées ‘Vol.16, pp11-24, 2006.
- [12] Haddadi Manel, « étude numérique avec comparaison expérimental des propriétés thermoplastique des matériaux composites à matrice polymère », mémoire master, université Al Hadj Lakhdar, Batna, 2011
- [13] Paolo Vannucci Matériaux composites structuraux : Méthodes d'analyse et de conception master France.2007.
- [14] D. Gay, Matériaux composites, Hermès, 1997.

Références bibliographiques

- [15] C.S. Smith, Design of Marine Structures in Composites Materials, Elsevier Applied Science, London, 1990.
- [16] Memento 1998, Vetrotex.
- [17] A.R. Bunsell, Fibre reinforcements for composite materials, Composite Materials Series Vol2, Elsevier, 1988
- [18] P. Delhaes, P. Olry, Fibres de carbone et matériaux composites, L'Act. Chim., vol. 295-296, p. 42-46, 2006
- [19] P.J. Walsh, Carbon Fibers, ASM Handbook, vol. 21, 2001, p. 35-40
- [20] MERCIER J., Prise en compte du vieillissement et de l'endommagement dans le dimensionnement de structures en matériaux composites, Thèse de doctorat, 2006, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris
- [21] SANDHU R.S., Non linear response of unidirectional angle-ply laminates, Journal Aircraft, 1975, Vol.13, pp 104-111
- [22] BERTIN M., Fatigue thermomécanique de multicouches polymère/composites, Thèse de doctorat, 2011, Université de Poitiers
- [23] WRIGHT P., FU X., SINCLAIR I., SPEARING S.M., Ultra high resolution computed tomography of damage in notched carbon fibre-epoxy composites, Journal of Composite Materials, 2008, Vol. 42, pp 1993-2002
- [24] SCOTT A.E., SINCLAIR I., SPEARING S.M., MAVROGORDATO M., BUNSELL A., THIONNET A., Comparison of the accumulation of fibre breaks occurring in a unidirectional carbon / epoxy composite identified in a multiscale micro-mechanical model with that of experimental observations using high resolution computed tomography, Matériaux 2010, Nantes France, 2010
- [25] SCOTT A.E., CLINCH M., HEPPLER W., KALANTZIS N., SINCLAIR I., SPEARING S.M., Advanced micro-mechanical analysis of highly loaded hybrid composite structures, SAMPE Fall Technical Conference and Exhibition-Global Material Technology, 2009, Wichita, Etats-unis
- [26] ROSSIGNOL J., PASTOR M.L., THIONNET A., Détection d'endommagement dans les composites à l'aide d'une technologie utilisant des micro-ondes et par thermographie infrarouge, Matériaux 2010, Nantes France, 2010

Références bibliographiques

- [27] NF A 09-350 07 -84, Vocabulaire utilisé en émission acoustique, Association Française de normalisation (AFNOR)
- [28] HUGUET S., Application des classificateurs aux données d'émission acoustique : identification de la signature acoustique des mécanismes d'endommagement dans les composites à matrice polymère, Thèse de doctorat, 2002, 2002
- [29] ELY T.M., HILL E.K., Longitudinal splitting and fiber breakage characterisation in graphite/epoxy using acoustic emission data, *Materials Evaluation*, 1995, pp 288-294
- [30] DE GROOT P.J., WIJNEN P.A., JANSSEN R.B.F., Real time frequency determination of acoustic for different fracture mechanisms in carbon/epoxy composites, *Composites Sciences and Technology*, 1995, Vol. 55, pp 405-412
- [31] CHOU H.Y., ZEJKI H., THIONNET A., BUNSELL A., MOURITZ A., BANNISTER M., Détection et discrimination par émission acoustique des endommagements dans les composites stratifiés unidirectionnels : rupture de fibre, macro et micro fissuration intralaminare, microdélaminage. Comparaison expérience/modélisation, *Matériaux 2010*, Nantes France, 2010
- [32] LAROCHE D., Accumulation d'endommagement dans le carbone epoxyde détecté par émission acoustique, Thèse de doctorat, 1980, Ecole des Mines de Paris
- [33] VALENTIN D., Etude par émission acoustique de l'endommagement sous sollicitations mécaniques des composites carbone-résine, Thèse de doctorat, 1983, Ecole des Mines de Paris
- [34] BUGAUD M., FERDINAND P., DEWYNTER-MARTY V., Capteurs à fibres optiques pour les composites plastiques "Perspectives pour l'allègement des véhicules", Congrès SIA « Allègement du véhicule », 1997, Paris, France
- [35] DEMIREL M., Contribution à l'optimisation des mesures de température et de déformations par capteur à fibre optique à réseau de Bragg : Application au procédé de fabrication des composites par infusion de résine, Thèse de doctorat, 2009, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Saint-Etienne

Références bibliographiques

- [36] TAKEDA N., OKABE Y., MIZUTANI T., Damage detection in composite using optical fibre sensors,
Journal of Aerospace engineering, 2006, Vol. 221, pp 497-507
- [37] OKABE Y., MIZUTANI T., YASHIRO S., TAKEDA N., Detection of microscopic damages in composites laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors,
Composites Science and Technology, 2002, Vol. 62, pp 951-958
- [38] TAKEDA S., OKABE Y., TAKEDA N., Delamination detection in CFRP laminates with embedded small-diameter fiber Bragg grating sensors, Composites: Part A, 2002, Vol. 33, pp 971-980
- [39] TAKEDA N., OKABE Y., KUWAHARA J., KOJIMA S., OGISU T., Development of smart composite structures with small-diameter fiber Bragg grating sensors for damage detection: Quantitative evaluation of delamination length in CFRP laminates using Lamb wave sensing, Composites Science and Technology, 2005, Vol. 65, pp 2575-2587
- [40] RENARD J., THIONNET A., Damage in composites: from physical mechanisms to modelling, Composites Science and Technology, 2006, Vol. 66, pp 642-646