

Dédicaces

Je dédie cette thèse:

à la mémoire de mon Père:

Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime et le respect que j'ai toujours eu pour toi.

à ma chère mère

En hommage à tous les sacrifices que tu as consenti pour moi durant mes longues années d'études. Je te remercie d'avoir fait de moi ce que je suis maintenant et de m'avoir appris de vivre dans l'honneur et dans la dignité

Chère épouse

J'aimerais bien que tu trouves dans ce travail l'expression de mes sentiments de reconnaissance les plus sincères car grâce à ton aide et ton soutien, tes encouragements pendant toute cette période de thèse et ta présence à mes côtés dans les moments de joie et de peine

à ma petite fille Bouchra

à mon petit fils Mahmoud abed

à la mémoire de mon beau père

à ma belle mère

À tous les membres de ma famille.

Remerciements

Je tiens à remercier tout d'abord me mon directeur de thèse, Djamel Ouinas de m'avoir accueilli au sein de l'équipe de recherche du laboratoire de Modélisation Numérique et Expérimentale des Phénomènes Mécaniques et de m'avoir confié ce sujet de thèse.

Durant ce parcours, il m'a fait découvrir le domaine passionnant des matériaux en composites notamment l'impact. Je voudrais lui témoigner ma profonde gratitude pour sa disponibilité, sa rigueur scientifique, ses conseils instructifs, sa disponibilité et la sympathie qu'il m'a témoignée au cours de ces années de thèse.

Mes vifs remerciements vont à MR T. KADDRI Professeur à l'université de Mostaganem d'avoir accepté la présidence du jury et d'avoir réservé de son temps précieux.

Je tiens à remercier l'ensemble des membres du Jury, MR M.BELHOUARI, MR B.Bachir BOUIADJRA Professeurs à l'université de Sidi Bal abbes ainsi MR A. BELARBI Professeur à L'USTO et MR M. BENDOUKHA Maitre de Conférences classe A d'avoir accepté d'examiner le manuscrit de doctorat.

Je souhaite remercier MR Mohammed CHEIKH enseignant à l'Institut Universitaire de Technologie de Figeac, de m'avoir accueilli au sein de l'IUT pendant 21 jours durée de ma période de stage,

Je n'oublierai pas non plus MR Sahli Ahmed Professeur à l'U de Tiaret ainsi MRS Chaib Khaled, Sahraoui Aisset et Guemmour Mohamed Maitres de conférences à l'université de Tiaret par leurs aides techniques et leurs conseils ont contribué à la réalisation de ce travail.

Finalement, j'adresserai mon dernier remerciement, mais non le moindre, à ma petite famille pour m'avoir encouragé durant toutes mes années d'études.

Enfin, je tiens mes sincères remerciements vont également a tous ceux qui ont de près ou de loin pour le bon déroulement de ce travail.

Résumé

Les matériaux composites occupent actuellement une place considérable dans tous les secteurs industriels, leur sensibilité aux impacts mêmes à des faibles vitesses soulève certaines inquiétudes tend à limiter leur champ d'application. Pour limiter le coût des essais mécaniques on a recours à la simulation numérique au moyen de la méthode des éléments finis. C'est dans ce contexte que cette thèse est préparée. Sur la base d'une modélisation numérique, Le code de calcul Abaqus 6.14, a été largement utilisé le long de cette thèse. Pour simuler le comportement à l'impact ce travail de thèse traite au premier lieu l'influence de différents paramètres de l'impacteur sur l'effet de la force de contact, le déplacement et l'énergie interne des plaques stratifiées de séquences d'empilement $[0_3/90_4 /0_3]$ en composites graphite/époxy. Pour prévoir l'endommagement des fibres et de la matrice des structures en composite sollicitées à l'impact.

Ce travail traite l'évolution de l'endommagement sur les différents plis d'une coque en matériaux composites graphite / époxy de stratifiées $[0_3/90_4/0_3]$ en composite sous l'effet de chargement dynamique de différentes vitesses de l'impacteur ainsi d'autres paramètres de la coque tels que l'effet des séquences d'empilement $[0/90/90/0]_2$, $[45/-45/-45/45]_2$, $[30/60/60/30]_2$, effet du rayon de courbure et le nombre de plis de la coque étudiée.

Une autre analyse aborde une étude sur l'influence de différentes vitesses et différents rayons de l'impacteur sur les panneaux sandwichs. Afin de prendre en compte l'effet des paramètres des panneaux sandwichs deux paramètres ont été analysés; il s'agit du nombre de plis de la peau et la densité de l'âme du panneau sandwich

Mots clés: matériaux composites; impact; endommagement; faible vitesse ; éléments finis

Abstract

Composite materials currently occupy a considerable place in industrial sectors, their impact sensitivity. To limit the cost of mechanical tests, numerical simulation is used by means of the finite element method. It is in this contest that this thesis is prepared. On the basis of numerical modeling, the calculation code Abaqus 6.14, has been widely used along this thesis. To simulate impact behavior, this thesis deals first with the influence of different impactor parameters on the effect of contact force, displacement and internal energy of stratified sequence plates $[0_3/90_4 / 0_3]$ made of graphite / epoxy composites. To predict the damage of the fibers and the matrix of composite structures stressed on impact.

This work deals with the evolution of the damage on the different plies of a shell made of graphite / epoxy composite laminates $[0_3/90_4/0_3]$ in composite under the effect of dynamic loading of different speeds of the impactor and other parameters of the shell such as the effect of stacking sequences $[0/90/90/0]_2$, $[45 / -45 / -45 / 45]_2$, $[30/60/60/30]_2$, effect of the radius of curvature and the number of folds of the shell studied.

Another analysis deals with a study on the influence of different speeds and different radii of the impactor on the sandwich panels. In order to take into account the effect of sandwich panel parameters two parameters have been analyzed; this is the number of skin folds and the density of the sandwich panel core

Key words: composite materials; impact; damage; low velocity; Finites elements

المخلص

تحتل المواد المركبة حاليًا مكانًا كبيرًا في جميع القطاعات الصناعية ، وتثير حساسيتها على التأثيرات حتى عند السرعات المنخفضة مخاوف معينة تميل إلى الحد من نطاقها. للحد من تكلفة الاختبارات الميكانيكية ، يتم استخدام المحاكاة الرقمية عن طريق طريقة العناصر المحددة. في هذه المجال يتم إعداد هذه الأطروحة. على أساس النمذجة العددية ، تم استخدام رمز الحساب Abaqus 6.14 ، على نطاق واسع على طول هذه الأطروحة. لمحاكاة سلوك التصادم ، تتناول هذه الأطروحة أولاً تأثير بارامترات التأثير المختلفة على تأثير قوة التماس والتهجير والطاقة الداخلية للصفائح المتسلسلة الطبقيّة. كومة [0₃ / 90₄/0₃] مصنوعة من مركبات الجرافيت / الايبوكسي. للتنبؤ الضرر للألياف ومصنوفة الهياكل المركبة وأكد على التأثير.

هذا العمل يتعامل مع تطور الضرر على طبقات مختلفة من غلاف مصنوع من صفائح مركبة من الجرافيت / الايبوكسي [03/904/03] في مركب تحت تأثير التحميل الديناميكي للسرعات المختلفة للعاكس المعلمات الأخرى للصدفة مثل تأثير تسلسلات التراص [0/90/90/0] ، [45 / 45- / 45- / 45] ، [30/60/60/30] ، تأثير دائرة نصف قطرها من انحناء وعدد من الطيات من قذيفة درس.

ويتناول تحليل آخر دراسة عن تأثير السرعات المختلفة والأقطار المختلفة للموجه على الألواح العازلة. من أجل مراعاة تأثير معلمات لوحة الساندويتش ، تم تحليل معلمتين ؛ هذا هو عدد طيات الجلد وكثافة لوح لوحة الساندويتش

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة الأثر؛ الضرر؛ سرعة منخفضة؛ العناصر المحدودة

Sommaire

Listes des figures

Nomenclature

Introduction générale

Chapitre_1 Etat de connaissance dans le domaine d'impact

I.1. Introduction.....	16
I.2. Application des matériaux composites.....	16
I.3. Description des matériaux étudiés.....	17
I.3.1.1 Les renforts.....	17
I.3.1.2 Les résines.....	18
I.3.1.3 L'interface fibre-matrice.....	18
I.4. Définition de l'impact.....	18
I.4. Classification des impacts.....	18
I.5. Travaux antérieurs dans le domaine de l'impact des composites.....	19
1.5.1 Analyse expérimentale.....	19
1.5.2Analyse par éléments finis.....	22
1.5.3 Résumé de l'analyse documentaire.....	25

Chapitre_2 Endommagement des composites

II.1 Généralités sur l'endommagement des matériaux composites stratifiés.....	28
II.1.1 Fissuration matricielle.....	28
II.1.2 Rupture de l'interface fibre-matrice.....	29
II.1.3 Délaminage.....	29
II.1.4 Rupture de fibres.....	29
II-2. Modélisation de l'endommagement des stratifiés composites.....	29
II-2.1. Introduction.....	29

II-2.2.2. Modélisation par une couche d'éléments volumes par pli composite.....	33
II-3. Aperçu de principaux critères de rupture existants.....	35
II-3.3.1. Fissuration matricielle.....	35
II-3.3.2. Rupture de fibres.....	37
II-3.3.3. Délaminage.....	38
II-3.4. Modèles avec éléments d'interface.....	41
II-3.4.1. Modèles basés sur les forces de liaison.....	42
II-3.4.2. Modèles basés sur la mécanique de l'endommagement.....	43
II-3.4.3. Modèles basés sur la mécanique de la rupture.....	45
Chapitre_3 Etude du comportement mécanique des plaques en composite	
III.1 Introduction.....	49
III.2 Présentation du code et le modèle éléments finis.....	49
III.2.1 Présentation du code Abaqus.....	50
III.3 Analyse des résultats numériques.....	52
III.3.1 Comportement des plaques en composites sous l'effet de l'orientation, de la position de l'impacteur et des conditions aux limites de la plaque.....	52
III.3.1.1 Influence de la position de l'impacteur.....	52
III.3.1.1.1 Influence de la position de l'impacteur sur le déplacement.....	53
III.1.1.2 Influence de la position de l'impacteur sur la force de contact.....	54
III.3.2 Influence de l'orientation de l'impacteur.....	54
III.3.2.1 Influence de l'orientation de l'impacteur sur le déplacement.....	55
III.3.2.2 Influence de l'orientation de l'impacteur sur la force de contact.....	56
III.3.2.3 Influence de l'orientation de l'impacteur sur l'énergie interne de déformation.....	57
III.3.3 Influence des conditions aux limites.....	57
III.3.3.1 Influence des conditions aux limites sur le déplacement.....	57
III.3.3.2 Influence des conditions aux limites sur la force de contact.....	58

III.3.2 Etude de la force de contact et de l'énergie de déformation des plaques composites sous l'effet des paramètres : vitesse, rayon d'un impacteur et séquences d'empilement.....	59
_III.3.2.1 Effet de la vitesse de l'impacteur sur la force de contact.....	60
III.3.2.2 Effet de la vitesse de l'impacteur sur l'énergie de déformation.....	60
III.3.2.3 Effet du rayon de l'impacteur sur la force de contact.....	61
III.3.2.4 Effet du rayon de l'impacteur sur l'énergie de déformation.....	63
III.3.2.5 Effet du stratifiée sur la force de contact.....	63
III.3.2.6 Effet de l'épaisseur du stratifié sur l'énergie interne de déformation.....	64
Chapitre_4 Etude du comportement mécanique des coques en composite	
IV.1 Loi de contact.....	66
VI.1.1 Procédure de solution.....	67
IV. 2 Considérations de défaillance.....	68
IV. 2.1 Critère de Hashin, mode de traction.....	68
IV.2.2 Mode de compression.....	69
IV.3 Réponse d'impact.....	69
IV.3.1 Effet de la vitesse sur la force d'impact.....	70
IV.3.2 Effet de la vitesse sur de déplacement.....	71
IV.4.3 Influence des séquences d'empilement sur la force de contact.....	72
IV.3.4 Influence des séquences d'empilement sur le déplacement.....	73
_IV.3.5 Effet du rayon de courbure sur la force de contact.....	73
IV.3.6 Effet du rayon de courbure sur le déplacement.....	74
IV.4 Evolution de l'endommagement sous l'effet du nombre de plis.....	74
IV.4.1 Modèle géométrique.....	74
IV.4.2 Résultats et discussion.....	76
IV.4.2.1 Effet de la vitesse d'impact sur l'évolution de l'endommagement.....	76

IV. 4. 3 Prédiction de l'endommagement des plis de la structure sous l'effet de l'épaisseur des plis.....	79
Chapitre_5 Etude du comportement mécanique des coques sandwichs en composite	
V.1 Introduction.....	82
V.2 Présentation d'une structure sandwich.....	82
V.3 Les constituants d'un matériau sandwich.....	83
V. 4 Comportement à l'impact des structures sandwichs.....	84
V. 5 Mécanismes d'endommagement sous impact des structures sandwichs.....	84
V.5.1 Influence de la peau.....	85
V.5.2 Influence de l'âme.....	85
V.6 Modèle dynamique.....	85
V.6.1 Equation de mouvement.....	85
V. 6.2 Méthode des accélérations modales.....	87
V.6.3 Force de contact.....	88
V.7 Analyse numérique du comportement des panneaux sandwichs.....	89
V.7.1 Effet du rayon de l'impacteur.....	90
V.7.2 Effet de la vitesse de l'impacteur.....	91
V.7.3 Effet du nombre de plis.....	93
5.7.4 Effet de la densité de l'âme.....	94

Liste des figures

Chapitre II

Fig 2.1. Les différents modes d'endommagement d'un composite stratifié	28
Fig.2.2. Modèles sans éléments d'interface.....	30
Fig. 2.3. Modélisations plaque à plusieurs plis multicouches par stratifié	31
Fig. 2.4. Modélisations des structures composites par des éléments volumiques.....	33
Fig. 2.5. Comparaison des formes de délaminages expérimentales et numériques.....	34
Fig. 2.6. Types de fissuration de la matrice	36
Fig. 2.7. Délaminage sous impact	39
Fig. 2.8. Evolution du critère Brewer et Lagace	41
Fig. 2.9. Modelisation du délaminage par Bonini	42
Fig. 2.12. Géométrie de la poutre DCB	45

Chapitre III

Fig.3.1. Le modèle numérique utilisé pour la simulation numérique et la répartition de la densité des mailles.....	51
Fig. 3.2. Position de l'impact.....	53
Fig. 3.3. Evolution du déplacement en fonction du temps.....	53
Fig. 3.4. Evolution de la force de contact en fonction du temps.....	54
Fig. 3.5. Modélisation d'un impacteur de forme prisme orienté d'un angle α	55
Fig. 3.6. Variations du déplacement en fonction du temps.....	55
Fig. 3.7. Evolution de la force de contact en fonction du temps.....	56
Fig. 3.8. Evolution de l'énergie interne de déformation en fonction du temps.....	57
Fig. 3.9. Evolution de la l'énergie de déformation en fonction du temps.....	58
Fig. 3.10. Evolution de la force en fonction du temps.....	59

Fig. 3.11. Modélisation des éléments finis.....	59
Fig. 3.12. Evolution de la force de contact en fonction du temps du stratifiée [03/904/03] à différentes vitesses.....	60
Fig. 3.13. Variation de l'énergie de déformation en fonction du temps d'impact pour une forme hémisphérique de rayon 6mm.....	61
Fig. 3.14. Différents rayon de l'impacteur a) 6mm, b) 12mm, c) 18mm.....	62
Fig. 3.15. Variation de la force en fonction du temps d'impact pour différents rayons de l'impacteur.....	62
Fig. 3.16. Variation de l'énergie en fonction du temps d'impact pour différents rayons de l'impacteur.....	63
Fig. 3. 17. Variation de la force de contact en fonction du temps d'impact pour différentes séquences d'empilement de la plaque.....	63
Fig. 3.18. Variation de l'énergie en fonction du temps d'impact pour différentes séquences d'empilement de la plaque.....	64

Chapitre IV

Fig. 4.1 Indentation entre l'impacteur et une coque.....	67
Fig. 4. 2. Géométrie de la coque et de l'impacteur.....	69
Fig. 4.3. Effet de la vitesse d'impact sur la force de contact.....	71
Fig. 4.4. Effet de la vitesse d'impact sur le déplacement.....	72
Fig. 4.5. Effet des séquences d'empilement sur la force de contact.....	72
Fig. 4.6. Effet des séquences d'empilement sur la force de contact.....	73
Fig. 4 .7 effet du rayon de courbure sur la force de contact.....	73
Fig. 4 .8. Effet du rayon de courbure sur le déplacement.....	74
Fig. 4. 9. Modélisation des éléments finis.....	75
Fig. 4.10. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 5m/s.....	76
Fig. 4. 11. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 8m/s.....	77
Fig. 4 .12. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 10m/s.....	78
Fig. 4.13. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 12m/s.....	78

Fig. 4. 14. Evolution de l'endommagement dans les plis pour l'épaisseur 0.25mm.....79

Fig. 4. 15. Evolution de l'endommagement dans les plis pour l'épaisseur 0.375mm.....80

Chapitre V

Fig. 5.1. Les différents constituants d'une structure sandwich.....83

Fig. 5.2. Notations pour un impacteur sur une structure sandwich.....88

Fig. 5.3. Effet du diamètre de l'impacteur90

Fig. 5. 4. Modélisation des éléments dans le sandwich.....91

Fig. 5. 5. Effet de la vitesse de l'impacteur.....92

Fig. 5.6. Comportement de la coque sous chargement.....92

Fig. 5. 7. Effet du nombre de pli sur la charge d'impact.....93

Fig. 5.8 Evolution de la force d'impact en fonction du temps pour différentes vitesses d'impact.....94

Nomenclature

A : matrice de rigidité en membrane,

C : matrice de rigidité en flexion,

d_{fs} : coefficient d'endommagement en rupture de fibre

d_{ms} : coefficient d'endommagement de la matrice

E11 : Module de Young selon la direction principale 1

E22 : Module de Young selon la direction principale 2

E33 : Module de Young selon la direction principale 3

e : déformations du plan moyen

F_N : la force normale dans le lien rigide,

F_{Nc} : la force normale de rupture,

F_S : la force tangentielle,

F_{Sc} : la force tangentielle de rupture,

G12 : Module de cisaillement dans le plan 1-2

G13 : Module de cisaillement dans le plan 1-3

G23 : Module de cisaillement dans le plan 2-3

ILSS : résistance en cisaillement interlaminaire

I_z : Moment d'inertie

N : représente les forces dans le plan,

Q_{ij}^k : Les expressions de la matrice de rigidité liant les contraintes aux déformations dans le repère d'orthotropie du kième pli.

S : résistance au cisaillement

S_{12} : résistance au cisaillement dans le plan du pli.

S_{13} : la résistance en cisaillement dans le plan 13.

T_{zt} : résistance dans le sens de l'épaisseur

X : résistance à la traction dans la direction 1

X' : résistance à la compression dans la direction 1

X_T la résistance à la traction dans le sens des fibres

Y : résistance à la traction dans la direction 2

Y' : résistance à la compression dans la direction 2

Y_T la résistance à la traction dans le sens transverse,

Z_T : résistance en traction dans le sens de l'épaisseur

σ_{DN} : résistance du pli à un effort normal

σ_{DS} : résistance du pli au délaminage par cisaillement

σ_{FS} : résistance de la fibre en cisaillement

σ_{MNC} : résistance de la matrice en compression

σ_{MNT} : résistance de la matrice en traction

σ_{MS} : résistance de la matrice en cisaillement

Introduction générale

Dès leur développement, les matériaux composites ont rapidement été adoptés par plusieurs industries grâce à leurs intéressantes propriétés mécaniques et matérielles. Dans le domaine aéronautique, la demande des industriels pour des matériaux à la fois résistants et légers a été le moteur du développement des composites. Les exigences toujours sévères dans le milieu aéronautique, en termes de sécurité aussi bien qu'en termes de maîtrise de consommation énergétique, ont incité les grands constructeurs des aéronefs à développer des structures légères présentant une meilleure résistance mécanique. L'objectif est notamment d'alléger la structure tout en conservant une bonne rigidité. Les matériaux composites sont par excellence des matériaux qui satisfont à ces exigences. Parmi les matériaux composites les plus utilisés actuellement figurent aussi les matériaux sandwichs. Constitués d'une âme, souvent épaisse et de faible densité volumique, enserrée entre deux peaux à la fois rigides et minces, les structures sandwichs ont été les premières structures en matériau composite à combiner légèreté et performance. Du fait que l'on peut modifier la nature des matériaux constitutifs d'âme et de la peau, il est possible de concevoir des structures adaptées aux applications bien définies.

En effet, des matériaux comme du carbone / époxy, couramment utilisés, ont une réponse linéaire élastique jusqu'à rupture. Ce comportement fragile rend les structures composites sensibles à l'impact qui doit alors satisfaire des procédures de certification coûteuses pour les impacts à grande vitesse.

De plus, le comportement des composites aux chocs reste difficile à prédire. Ceci amène les industriels à faire des essais souvent coûteux afin de déterminer la réponse aux impacts de structures complexes, et de comprendre les phénomènes d'endommagement mis en jeu. La diminution du nombre d'essais passe forcément par une compréhension fine de ces phénomènes physiques ainsi que par le développement de modèles éléments finis de l'endommagement. Cependant, la modélisation des endommagements des structures complexes reste à l'heure actuelle difficile à réaliser. L'endommagement produit par l'impact à faible vitesse sur la résistance à la délamination de ces types de matériaux est très inconnu et assez compliqué dû à la complexité des phénomènes entrant dans le processus. Dans ce travail on réalise une étude sur la caractérisation à l'impact à faible vitesse d'un composite en fibre en carbone et de matrice époxyde. La

forme géométrique et l'énergie d'impact des objets impactant le laminé jouent un rôle primordial sur la réponse du composite.

La thèse de Doctorat est constituée de cinq chapitres essentiels :

Une introduction théorique sur les composites exposés à l'impact à faible vitesse.

Dans le chapitre I on effectue une description actuelle de l'état des connaissances sur les matériaux composites en carbone / époxy, où on expose les différents travaux antérieurs expérimentaux et numériques menés sur le domaine de l'impact à faible vitesse des matériaux en composites.

Le chapitre II est dédié généralités sur l'endommagement des matériaux en composites stratifiés où on explique les différents modes de ruptures des stratifiés ainsi on cite les différentes méthodes de modélisation des matériaux composites stratifiés avec un aperçu sur quelques critères d'endommagement utilisés pour analyser et étudier les stratifiés.

Le chapitre III est consacré à la discussion des résultats d'études obtenus par l'application de la méthode des éléments finis au moyen du code de calcul ABAQUS des différents paramètres d'impact à faible vitesse des plaques en composites stratifiées de séquences d'empilement $[0_3/90_4/0_3]$.

Le chapitre IV traite les résultats numériques fournis aussi par le code de calcul ABAQUS des différents paramètres d'impact à faible vitesse des coques en composites stratifiées de séquences d'empilement $[0/90/90/0]_2$, $[45/-45/-45/45]_2$, $[30/60/60/30]_2$

Le chapitre V présente des résultats numériques donnés aussi par le code de calcul ABAQUS de quelques paramètres d'impact à faible vitesse des plaques sandwichs.

En fin on présente une conclusion générale en présentant un récapitulatif des principaux résultats apportés par cette thèse.

.

Chapitre 01

Etat des connaissances dans le domaine d'impact

I.1. Introduction

Les matériaux composites sont utilisés dans presque tous les domaines de la fabrication industrielle, commerciale et des structures à hautes performances en raison de leur rigidité et de leur résistance élevées [1], Au cours du processus de fabrication ou lors de l'entretien, les outils peuvent être mis sur les structures en composites, cas où les vitesses d'impact sont faibles, mais la masse du projectile est plus importante. Cependant, ces matériaux sont susceptibles d'avoir une dégradation de leurs performances mécaniques, dues à des impacts accidentels à basse vitesse, soit en service soit pendant les opérations de maintenances ou de manutention [2]. Les impacts à faible vitesse peuvent produire des défauts internes souvent difficiles à détecter par une inspection visuelle. Le comportement des matériaux stratifiés composites sous un impact à basse vitesse est un sujet de préoccupation au cours des dernières décennies. Par conséquent, les effets d'impacts de corps étrangers sur les structures en composites doivent être étudiés, et des solutions appropriées doivent être pris lors du processus de conception pour tenir compte des résultats attendus [3].

I.2. Application des matériaux composites

Les matériaux composites remplacent de plus en plus aux métaux traditionnels dans la plupart des applications industrielles. Les matériaux composites sont utilisés dans les domaines aéronautiques et aérospatiales, ils sont également présents dans les secteurs de l'automobile, de la construction navale. Cependant, plusieurs points faibles empêchent encore leur développement. En effet, des matériaux comme du carbone/époxy, couramment utilisés, ont une réponse linéaire élastique jusqu'à rupture [5]. La difficulté de détecter visuellement les défauts internes engendrés par leur sensibilité aux impacts, qui peuvent conduire à des pertes significatives des propriétés du matériau [6]–[7]. De plus la difficulté de prédire leur comportement et les différents endommagements soient au niveau des fibres ou au niveau de la matrice et même l'endommagement entre les plis comme le délaminage qui réduit généralement les caractéristiques mécaniques de la structure en composite et particulièrement la rigidité des fibres en compression amène les chercheurs et les industriels à faire des essais

souvent coûteux afin de déterminer la réponse aux impacts de structures complexes, et de comprendre les phénomènes d'endommagement mis en jeu.

I.3. Description des matériaux étudiés

Les matériaux composites sont constitués de deux matériaux ou plus ayant des propriétés mécaniques très différentes pour obtenir un nouveau matériau présentant des performances mécaniques élevées. Ces deux matériaux constitutifs sont connus comme matrice et renfort [8]. Les composites sont classés selon le type de la matrice tel que la matrice en polymère, métallique et céramique.

Dans les composites renforcés de fibres, les fibres sont les principaux éléments porteurs de la charge et assurant la rigidité d'un composite vu leurs caractéristiques mécaniques les plus élevées tandis que la matrice permet de donner la forme géométrique de la structure, maintient l'emplacement et l'orientation souhaités des fibres aussi possède un rôle principal de transférer les charges mécaniques entre les fibres et les protège des dommages de l'environnement tels que les températures élevées, l'humidité et la corrosion [9].

I.3.1.1 Les renforts

Les fibres ou les renforts, doivent assurer les propriétés mécaniques du matériau composite. Les principales fibres utilisées à des fins commerciales sont de divers types tels que des fibres de verre, de carbone et d'aramide [10].

Leurs caractéristiques doivent être les suivantes [11]

- une forte résistance en traction et en compression.
- un module d'élasticité élevé i.e. une forte rigidité
- une faible densité
- une excellente résistance chimique.
- une excellente tenue à la température.

Les fibres sont particulièrement fines de l'ordre de 5 à 15 micromètres de diamètre

Les fibres les plus utilisées en aéronautique et dans l'industrie automobile sont les fibres de carbone. Elles sont caractérisées par leur faible densité, leur résistance élevée à la traction. Leur tenue en températures peut être importante car leurs caractéristiques mécaniques augmentent jusqu'à 1100°C dans une atmosphère non oxydante [12].

Cependant, leur utilisation est limitée car le coût de fabrication reste élevé. Les fibres de carbone possèdent une bonne résistance à la rupture et un module d'Young de l'ordre de 200 GPa,

I.3.1.2 Les résines

La matrice maintient l'orientation des fibres, joue un rôle majeur dans le transfert de charge de cisaillement inter-laminaire. Il existe deux classes de résines: les thermoplastiques et les thermodurcissables. Contrairement aux thermoplastiques, les thermodurcissables conviennent aux applications structurelles en raison de leur capacité à durcir de manière permanente [13]. Le polyester, l'époxy et le phénolique sont les catégories les plus courantes de thermodurcissables. Les matériaux thermodurcissables utilisés comme matrice servent à transférer les contraintes entre les fibres afin de créer un environnement défavorable et de protéger la surface des fibres de l'abrasion mécanique.

I.3.1.3 L'interface fibre-matrice

Le rôle de l'interface fibre-matrice est de transférer les efforts de la matrice aux fibres. Vu ses propriétés physiques et mécaniques qui diffèrent de celles de la matrice et des fibres peut être considérée comme un élément du matériau composite.

I.4. Définition de l'impact

En mécanique, l'impact est défini par l'effet produit par une force importante généralement accompagné d'un brusque changement de vitesse d'un impacteur pendant un temps très court [14] sur une surface. Les impacts à grandes vitesses engendrent souvent des perforations et causent des dégâts les plus significatifs. Cependant, il ne faut pas négliger les impacts à faible vitesses car ceux-ci entraînent des défauts internes comme le délaminage qui peuvent se propager sous sollicitation cyclique [15]-[16]. Ce phénomène est grave et grave car aucun signe extérieur ne prévient de l'endommagement de la structure composite.

I.4. Classification des impacts

Les valeurs des vitesses de classification d'impact sont référencées comme suit [17] :

- **Impact à basse vitesse** : entre 0 et 50 m/s

Dans cet intervalle de vitesses d'impact on peut citer les cas typiques suivants :

- Le détachement des corps lors des opérations de maintenance
- Le choc des fragments projetés sur la structure.

Il s'agit donc aussi bien de chocs mous, pour les débris de pneus éclatés notamment, que de chocs durs, pour les outils métalliques.

- **Impact à vitesse modérée** : entre 50 et 200 m/s

Les évènements résultants de ce type d'impacts peuvent être graves et même tragiques pour l'aéronef du moment qu'ils se produisent généralement pendant les cas où l'aéronef est en l'air.

- **Impact à vitesse élevée** : entre 200 et 1000 m/s

Ces impacts sont à prendre en compte pour la plupart d'impacts balistiques.

- **Impact hyper vitesse** : supérieure à 4000 m/s

Ce type de charges dynamiques se retrouve pour les engins spatiaux et notamment les satellites qui peuvent être percutés par des projectiles en tout genre une fois en orbite dans l'espace.

- **Crash de la structure** :

Il est étudié pour des vitesses verticales entre 7 et 10 m/s.

1.5. Travaux antérieurs dans le domaine de l'impact des composites

Vu le problème considérable d'impact, plusieurs recherches et études expérimentales et numériques ont été menées sur la détermination de la force d'impact et la réponse de structures en composites

1.5.1 Analyse expérimentale

Naik et al. [18] and Khan et al. [19] ont étudiés sur la caractérisation à l'impact et l'effet de la dégradation des performances et la durabilité des tubes en composite carbone/ epoxy à l'aide de plusieurs essais mécaniques, notamment de traction, de fatigue, de

fluage, de flexion, de ténacité, de pression de rupture et de faible vitesse d'impact. Les éprouvettes étaient constituées de tubes thermdurcissables renforcés de fibres de carbone et enroulés de filaments à base de vinylester et à base d'époxy de 8 couches avec un angle d'orientation de 55°. Les tubes avaient des dimensions de 150 mm de diamètre interne et de 6 mm d'épaisseur.

Les auteurs [18, 19] ont constatés une réduction d'environ 80% de la performance de la pression dans les conduites pour un impact élevé.

Alderson et Evans [20] ont effectués des tests d'impact statiques et à faible vitesse (jusqu'à 10 m/s) en utilisant une charge de 36 kg sur des tubes à enroulement filamentaire de type carbone/ epoxy fixé simplement à une extrémité. Les spécimens avaient des dimensions de 162 mm de diamètre extérieur, 6 mm d'épaisseur et 500 mm de long. Les auteurs ont constatés que les échantillons testés avaient subi des dommages en deux parties.

- 1- L'initiation de la délamination et l'écrasement local se sont produits à la fin du comportement élastique. et aussi une chute de charge a été observée à ce stade.
- 2- Les délaminages se sont poursuivis avec une augmentation concomitante de la charge jusqu'à ce qu'une deuxième défaillance majeure, à savoir la croissance rapide des délaminations.

De plus, les dommages par impact étaient similaires, avec une sévérité élevée, aux dommages statiques, mais le tube était toujours capable de supporter plus de charge.

A. B. De Morais et al [21], ont analysé l'effet du renfort sur le comportement à l'impact à faible vitesse. Trois types de fibres ont été considérés, la fibre en aramide, en verre et en carbone. Les tests d'impact ont été réalisés dans une tour à poids tombants d'une hauteur allant de 0.5m et de 1m. Les modes de rupture des échantillons ont été analysés aux moyens du microscope électronique à balayage et aux rayons X. Les résultats montrent que le composite en fibre en carbone présente de meilleure performance mécanique par rapport aux deux autres (fibre en verre et en aramide). Ce comportement a été attribué partiellement à l'absorption élevée de l'énergie élastique des fibres en carbone retardant ainsi la propagation de la délamination et la rupture des fibres. Le mode de rupture du composite en fibre en verre a été dominé par le nombre élevé des

fibres par unité de surface. Le composite en fibre d'aramide, montre un mauvais comportement qui a été attribué à l'anisotropie intrinsèque de la fibre d'aramide.

N.K.Naik et al [22], ont menés une étude sur la caractérisation à l'impact d'un composite de renfort en forme de tissu. Les vitesses d'impact utilisées étaient de 3 et 1m/s avec un impacteur de masse 50g. Les plaques en composite de dimension 150*150*6mm de conditions aux limites simplement appuyées.

J.Zhang et al. [23], ont analysé l'effet de l'impact à faible vitesse sur le comportement à l'endommagement d'un composite de fibre en verre et de matrice en polyester. Le matériau composite a été testé à l'impact dans une tour à poids tombants. L'endommagement interne a été visualisé et quantifié au moyen de l'interférométrie en fonction de l'épaisseur, de la densité et la dégradation uniforme des franges. Il existe une relation linéaire entre l'endommagement identifié et l'énergie d'impact. Le composite a été testé à l'impact dans un dispositif de flexion à trois points. D'après les auteurs les résultats, montrent qu'il y'a une réduction des propriétés en flexion à cause de l'impact.

Gning et al. [24] ont étudiés de manière expérimentale le développement de dommages dans des tubes en verre E / époxy à filament épais de 110 mm de long, 55 mm de diamètre interne et 6 mm d'épaisseur à différents niveaux d'énergie (jusqu'à 45 J), avec des charges statiques et par impact. Les tubes testés sont des stratifiés de 20 plis avec un angle d'orientation de 55° et une fraction volumique de fibre de 62%. À faible énergie d'impact, une petite indentation locale s'est produite au niveau de la zone de contact des couches supérieures d'environ 0,3 mm d'épaisseur. Ensuite, l'initiation des dommages a commencé au niveau du seuil d'énergie sous forme d'un délaminage se propageant à travers l'épaisseur du tube. Les fissures transversales inter plis sont apparues pour une énergie d'impact plus élevée. Les résultats de l'étude ont montrés une augmentation de la durée de contact au fur et à mesure que la vitesse du projectile et l'énergie de choc augmentent.

Ramin Hossein zadeh et al. [25], ont caractérisé le comportement à l'endommagement de quatre plaques en matériaux composites soumises à l'impact dans une tour à poids tombants pour de différentes énergie d'impact et de moments. Les plaques en

composites en fibre en carbone montrent un très bon comportement structurales, tandis que les composite hybride carbone/verre présentent un comportement approprié sous l'énergie d'impact. Les zones endommagées ont été analysé par le procédé non destructif d'ultrason.

C.F. Yen et al. [26], ont présentés une étude ayant pour objectif la détermination de l'influence de l'anisotropie de flexion sur l'endommagement d'impact à basse vitesse de composites stratifiés carbone/époxyde. Quatre stratifications de vingt-quatre couches sont étudiées. Elles possèdent des propriétés diverses d'isotropie ou d'anisotropie en membrane et en flexion. L'endommagement d'impact est étudié par méthode ultrasonore (C-Scan) et par thermographie infrarouge. L'aire et la morphologie des zones délaminées sont relevées pour l'ensemble des stratifiés. Les résultats montrent que la forme et la surface des délaminages ne sont pas affectées par les propriétés d'anisotropie de membrane. En revanche, l'endommagement est sensiblement plus important pour les stratifiés fortement anisotropes en flexion, et présente une orientation caractéristique des symétries du matériau. Ces résultats permettent de mettre en lumière l'importance de la prise en compte des propriétés de flexion dans la conception des stratifiés.

1.5.2Analyse par éléments finis

Okoli et Abdul-Latif [27] ont mené une étude afin de déterminer la relation entre les données expérimentales et prédites du comportement à l'impact d'un tissage croisé [0/90] stratifié composite verre / époxy. Les dimensions des échantillons étaient de 200 mm de long, 15 mm de large et 3 mm d'épaisseur, avec 18 couches et une fraction volumique de verre de 70%.Les données introduites dans le code DYNA3D étaient obtenus en extrapolant les résultats des essais de traction à faible à moyenne vitesse. Les résultats d'une analyse prédictive montrent que pour une vitesse de 2 m s-1 est plus précise à celle de 4 m s-1. Par conséquent, la précision par la méthode FEM diminue avec l'augmentation de la vitesse d'impact. Ce qui indique que l'énergie dissipée lors de l'endommagement du stratifié analysée par la méthode numérique est inférieure par rapport au résultat expérimental.

Li et al. [28]-[29] ont développé un modèle numérique pour étudier le processus d'endommagement par impact à basse vitesse de stratifiés composites carbone / époxy renforcés de fibres à couches croisées de séquence d'empilement de [0/90/0]. Les auteurs ont utilisé un modèle numérique intégré avec un élément de plaque lagrangien à 9 nœuds pour illustrer différents types de dommages, notamment la rupture de fibre, la fissuration de la matrice et le délaminage, ainsi que leurs influences associées. En outre, dans ce modèle, divers aspects ont été pris en considération, tels que les critères de résistance à l'impact, la rigidité de la plaque, le problème de contact dynamique entre les couches délaminées. Les auteurs ont étudié aussi les effets de plusieurs paramètres sur les dommages induits par l'impact, y compris la taille de la plaque cible, les conditions aux limites, la masse et la vitesse de l'impacteur. Les auteurs ont constaté que ce modèle numérique était capable de simuler les principales caractéristiques du processus d'impact et de prévoir divers dommages. Les conclusions suivantes ont été tirées :

- L'influence de la taille de la plaque n'était pas remarquable sur la taille de la délamination sauf si la vitesse d'impact était élevée. D'autre part, l'augmentation de la taille de la plaque entraînait une augmentation de la flèche maximale et une diminution de la force d'impact maximale.
- La masse de l'impacteur a eu un effet significatif sur le processus d'impact. La force maximale d'impact augmente lorsque la masse de l'impacteur diminue et la vitesse d'impact augmente. Par la suite, la surface des fissures de la matrice et la taille de délamination augmente.

Aslan et al. [30] ont étudié expérimentalement l'impact à faible vitesse de plaques composites stratifiées Eglass / Epoxy à couches croisées de séquence d'empilement [0/90/0/90]s. Les essais ont été réalisés sur trois plaques de dimensions 150 mm x 150 mm x 4,8 mm, 150 mm x 100 mm x 4,8 mm et 150 mm x 50 mm x 4,8 mm avec une fraction volumique de fibres de 57%. Les auteurs [15] ont utilisé aussi le code dynamique 3DIMPACT FE pour développer un modèle numérique afin de déterminer la force d'impact. Les mêmes auteurs ont constaté une variation remarquable des courbes de charge en fonction de la masse de l'impacteur. Les valeurs des résultats numériquement prédites pour la force d'impact ont été trouvées plus élevées par

rapport à celles trouvés expérimentalement pour une période de contact plus courte. Les dimensions dans le plan ont une influence sur le comportement mécanique des structures composites où la durée de contact augmente avec la diminution de la largeur de la plaque.

Yen et al. [31] ont développé des critères de rupture pour analyse la rupture de fibre, la fissuration de la matrice et le délaminage de l'impact des structures composites. Ils ont utilisé un code FE dynamique explicite pour déterminer le comportement non linéaire des formes cylindriques composites soumises à une charge d'impact. Les auteurs ont examiné un tube stratifié composite graphite / époxy composé de 8 couches avec une séquence d'empilement de [30 / -30 / 90/90/30 / -30 / 90/90] et ayant des dimensions de 150 mm de diamètre intérieur 6 mm d'épaisseur et 300 mm de longueur dans des conditions d'impact permettant de prédire l'historique de la force de contact en fonction du temps en utilisant les éléments de coque à 4 nœuds par le code LS-DYNA et ils ont démontré la bonne corrélation avec les données expérimentales.

Kim et al. [32] ont développé un modèle 3D d'EF pour décrire le comportement dynamique et les dommages induits par l'impact des coques en composites. L'analyse numérique a été réalisée sur les coques cylindriques en plastique renforcé de fibres de carbone (PRFC) de rayon de courbure de 50 mm et selon trois configurations de couches croisées différentes: [0/90/0/90]₄, [90/0/90/0]₄ et [45/-45/45/-45]₄. Le critère de Hashin a été utilisé pour prédire la fissuration de la matrice et un critère semi-empirique pour le délaminage. La force d'impact a été calculée à l'aide de la loi de contact hertzienne modifiée et ont montré que la charge d'impact augmente avec l'augmentation de la courbure de la coque. Les auteurs ont également constaté que la zone de délamination des coques était plus large que celle des plaques sous les mêmes conditions appliquées. La propagation de la rupture à travers l'épaisseur été différente dans les structures composites à plaques et à coques.

Zhao et Cho [33] ont étudié l'initiation de dommages induits par l'impact et leur propagation dans une coque composite soumise à l'impact d'une chute de poids. La distribution de la contrainte interlaminaire et de la propagation des dommages a été analysée à l'aide d'un élément à 8 nœuds avec un schéma de modification de Taylor.

Leur schéma d'analyse était similaire à celui de Kim et al. [32]. Les modes de rupture de fissuration de la matrice, de rupture de fibre et de délaminage ont été étudiés. Les auteurs ont indiqué que l'utilisation du critère de défaillance quadratique de Tsai Wu n'était pas recommandé car les modes de dommage ne pouvaient pas être différenciés par ce critère; des critères supplémentaires, notamment la formule de délamination des modes de dommage de Tsai, ont donc été appliqués à tous les points gaussiens. Les dommages initiaux à la matrice ont été causés par la contrainte de cisaillement interlaminaire et la contrainte transversale dans le plan, tandis que les contraintes de traction et de cisaillement normales hors du plan étaient importantes pour la délamination. Les dommages par propagation se sont révélés se comporter différemment dans les coques et les plaques composites. En cas de coques, les couches extérieures sont endommagées d'abord, puis progressivement en couches intérieures, mais il s'agit d'une situation opposée dans le cas de la plaque.

Her et Liang [34] ont examiné le stratifié composite et les structures en coque soumises à un impact à faible vitesse en utilisant le code ANSYS / LS-DYNA. La loi de Hertz modifiée a été utilisée pour calculer la force de contact. Un modèle de structures de coque cylindriques stratifiés en composites graphite / époxy, composées d'une séquence d'empilement de [0/90/0/90/0] et d'une épaisseur de 2,54 mm, a été développé. L'étude a porté sur les effets de la courbure de la coque, des conditions aux limites et de la vitesse d'impact. Les résultats ont montré une bonne corrélation avec la littérature. Les auteurs ont constaté pour une courbure plus petite et des conditions aux limites simplement appuyées entraînaient une force d'impact plus grande et une flèche plus faible. Ils ont également signalé une relation proportionnelle entre la réponse à l'impact et la vitesse de l'impacteur.

1.5.3 Résumé de l'analyse documentaire

Dans cette revue, l'accent a été mis sur les investigations expérimentales et numériques portant notamment sur l'effet de la charge d'impact à faible vitesse sur les structures composites carbone/Epoxy et verre / époxy. Plusieurs études ont été consacrées à la compréhension des mécanismes des dommages dus à la charge d'impact dans les structures composite en stratifié et à l'établissement d'une relation entre divers paramètres des événements d'impact et ceux de l'étendue des dommages. D'après ces

études le processus d'impact et les dommages associés ont commencés avec une petite empreinte locale au niveau de la zone de contact des couches supérieures avec une faible énergie d'impact. Ensuite, l'initiation des dommages a commencé au niveau du seuil d'énergie sous la forme d'un délaminage se propageant à travers l'épaisseur des tubes ou des coques. Les fissures intra couches transversales sont apparues pour une énergie d'impact plus élevée. Des formules empiriques simples ou des modèles simplifiés à l'aide d'informations expérimentales ont été utilisés dans certaines approches numériques pour évaluer grossièrement la taille du délaminage, tandis que d'autres ont supposé que l'impact à faible vitesse simulé était essentiellement un événement quasi statique. Dans un code d'analyse dynamique explicite, des modèles de défaillance sont intégrés dans le régime pas à pas de la charge afin de déterminer le comportement non linéaire des structures composites soumises à une charge d'impact due à la perte de poids. L'utilisation de la méthode explicite dans les enquêtes d'impact permet de simuler les principales caractéristiques du processus d'impact et de prédire divers dommages susceptibles d'analyser des problèmes dynamiques très non linéaires, en particulier lorsque le contact joue un rôle important.

Chapitre 02

Endommagement des composites

II.1 Généralités sur l'endommagement des matériaux composites stratifiés

L'endommagement des matériaux composites fait l'objet de nombreuses études. L'objectif de ces recherches est de dimensionner avec exactitude les structures par considération des manifestations d'endommagement amenant à la dégradation du matériau. La théorie des stratifiés classiques permet de définir les caractéristiques des structures d'une façon crédible. Les critères de rupture basés sur cette théorie prévoient la rupture d'un stratifié par le premier endommagement [35]. Puisque plusieurs paramètres non pas été pris en compte qui conduisent à l'endommagement du stratifié. D'après ces théories, la dégradation complète d'un stratifié, soumis à un effort croissant passe par plusieurs causes de dégâts [36] qui sont classés selon l'ordre suivant :

- Microfissuration de la matrice
- Rupture de l'interface fibre matrice
- Délaminage
- Rupture de fibres

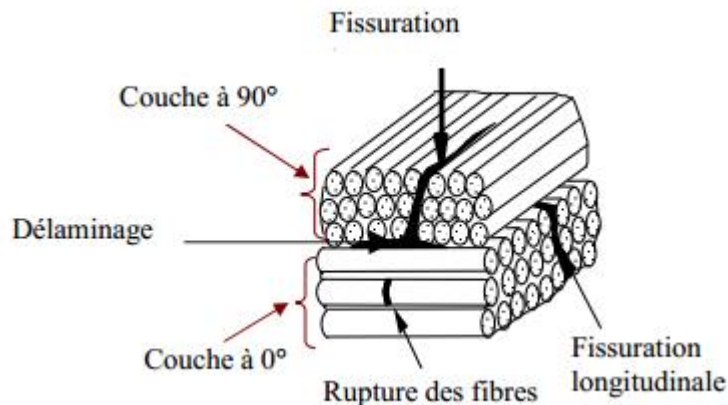


Fig 2.1. Les différents modes d'endommagement d'un composite stratifié [37].

II.1.1 Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est le premier mode de détérioration se produit pendant l'application des efforts sur une structure composite. Ce type de dégâts est essentiellement causé par les contraintes de traction transverse σ_{22} qui créent une fissuration de la matrice. Les fissures se présentent alors dans un pli, parallèlement

et/ou perpendiculairement aux fibres du stratifié (Figure 2.1). L'évolution de cet endommagement est en général stable.

II.1.2 Rupture de l'interface fibre-matrice

La rupture de l'interfaces fibre matrice peut être déclenché lorsque celle-ci possède une faible résistance, pour ce type de dégât la fissuration peut progresser le long des fibres provoquant la rupture de l'interface (Figure 2.1) sollicitée en traction et/ou en cisaillement. Cela se produit lorsque la progression de la fissuration matricielle évolue, peut être stopper par les fibres.

II.1.3 Délaminage

Le délaminage peut survenir à des niveaux de chargement relativement faibles par une accumulation importante de fissures dans la matrice. C'est pourquoi ce type ruine intervient en général plus tardivement par rapport aux autres type d'endommagement du composite stratifié. Lorsque la propagation de la fissuration matricielle transverse arrive à l'interface entre deux plis d'orientation différente. Soit elle est stoppée, soit, quant la fissuration est considérable, l'interface entre ces deux plis d'orientation différente peut se casser sous des contraintes de détachement σ_{33} et/ou de cisaillement σ_{13} et σ_{23} . Il se résulte alors un détachement des plis d'orientation différente appelé délaminage (Figure 2.1). L'évolution de ce type d'endommagement est souvent instable et provoque la ruine du matériau.

II.1.4 Rupture de fibres

La rupture de fibres est le dernier mode d'endommagement d'un stratifié qui peut se produire. Vu que la contrainte à rupture des fibres est très élevée par rapport à tous les autres constituants d'un composite stratifié. Ce type d'endommagement peut causer l'effondrement de la structure et entraîne souvent la détérioration complète du stratifié.

II-2. Modélisation de l'endommagement des stratifiés composites

II-2.1. Introduction

Dans cette partie, nous allons citer les différentes méthodes de modélisations des stratifiés composites et de leurs endommagements évoquer dans la théorie. Nous mentionnons les principaux critères utilisés et énumérons en particulier l'essentiel des travaux qui ont été effectués dans le domaine du délaminage, en particulier les modèles

basés sur la mécanique de l'endommagement ainsi que les modèles basés sur la mécanique de la rupture. D'après les travaux cités dans la littérature les modèles étudiant le délaminage des stratifiés composites sont classés en deux familles : les modèles sans éléments d'interface et les modèles avec éléments d'interface [38]. Un élément d'interface est une entité garantie une relation rigide entre les plis adjacents et qui est capable de se dégrader jusqu'à rupture complète afin de libérer ces plis à l'apparition du délaminage [39]. Dans la catégorie d'éléments d'interface les modèles utilisant des efforts de liaison pour assurer la cohésion entre des nœuds doubles. Le système d'axes utilisé dans l'étude des stratifiés pour définir un pli est représenté dans la Figure 2.2.

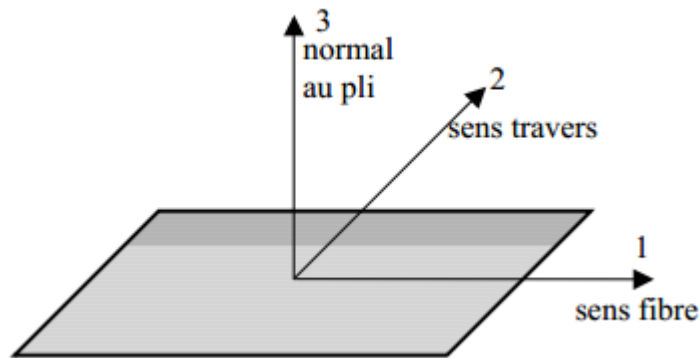


Fig.2.2. Modèles sans éléments d'interface [40].

Les modèles sans éléments d'interface sont généralement destinés à l'étude des cas d'impact sur plaque composite où le délaminage reste maintenu à l'intérieur du stratifié. Ce type de délaminage, essentiellement dû à des contraintes de cisaillement transverse, est souvent représenté par une dégradation des propriétés locales à l'endroit de la fissure. Il existe deux méthodes essentielles pour illustrer les stratifiés composites en éléments finis. La première consiste à employer des éléments plaques multicouches où l'on donne à chaque couche les propriétés du pli composite correspondant [41]. La seconde méthode consiste à utiliser une couche d'éléments volumes par pli composite. L'utilisation des éléments plaques multicouches assure des temps de calcul relativement réduits. Par contre, elle ne permet pas la prise en compte de la contrainte σ_{33} dans l'étude du délaminage. De ce fait, la modélisation du délaminage en mode I est

impossible [42]. Dans cette méthode, les propriétés de chaque pli sont attribuées à une couche de l'élément. Le nombre de degrés de liberté est alors réduit et permet ainsi d'avoir un temps de calcul moins important par rapport aux modèles utilisant une couche d'éléments par pli.

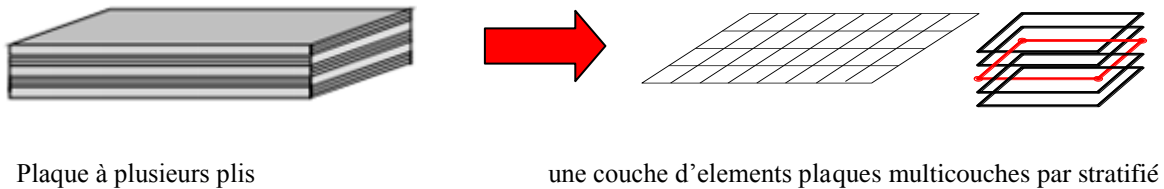


Fig. 2.3. Modélisations des plaques en composites [42].

Cependant, la simulation des séparations des plis n'est pas possible avec ce type d'éléments. L'étude du délaminage en mode II et III reste possible en dégradant les propriétés correspondantes. Cependant, ce type de traitement du délaminage ne représente pas la réalité de façon complète. En effet, si la dégradation est reportée uniquement sur les propriétés matériaux (E , G , ν) d'une couche de l'élément [43]-[44], ceci va affecter la rigidité de membrane sans influencer correctement la rigidité de flexion. Or, le délaminage se traduit par une diminution de la rigidité en flexion et de la résistance au flambage due essentiellement à une diminution du moment d'inertie du fait de la subdivision du stratifié en plusieurs couches. Selon Barrau [45] la relation force - déplacement d'une plaque composite supporte un délaminage à son milieu s'écrit:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e \\ k \end{bmatrix} \quad (1)$$

où

N , représente les forces dans le plan, et M les grandeurs hors plan,

e , les déformations du plan moyen, et k associé aux courbures de la plaque,

A , la matrice de rigidité en membrane,

C , la matrice de rigidité en flexion,

B , les termes de couplage (membrane - flexion)

Les termes de la matrice C s'écrivent :

$$C_{ij} = \frac{1}{3} \sum_k Q_{ij}^k (h_k^3 - h_{k-1}^3) \quad (2)$$

avec

Q_{ij}^k : Les expressions de la matrice de rigidité liant les contraintes aux déformations dans le repère d'orthotropie du k^{ième} pli. Lorsque le délaminage se déclenche au milieu de la plaque (pli k=1), quelques caractéristiques du matériau diminuant à zéro, alors les termes C_{ij} s'écrivent :

$$C_{ij} = \frac{1}{3} \sum_k Q_{ij}^k (h_k^3 - h_{k-1}^3) - \frac{1}{3} Q_{ij}^1 h_1^3 \quad (3)$$

Le délaminage étant au milieu, la valeur de h_1 est petite et donc le dommage de la rigidité en flexion supporté par l'élément est insignifiant. Mais, en réalité, c'est le moment d'inertie qui est réduit affectant tous les termes de la matrice C d'une manière importante. En effet, si le délaminage est au centre de la plaque, le moment d'inertie sera divisé par 4 :

$$\text{Sans délaminage : } I_z = \frac{bh^3}{12} \quad (4)$$

$$\text{Avec délaminage au centre : } I_z = 2 \frac{b(h/2)^3}{12} = \frac{1}{4} \frac{bh^3}{12} \quad (5)$$

En général, les auteurs qui utilisent les éléments multicouches ne prennent pas en considération l'effet du délaminage sur le comportement de la structure. Ils ne considèrent que la rupture de fibre ainsi que la fissuration de la matrice dans le cas d'impact sur plaque composite [46]-[47]. La fissuration de la matrice s'exprime en mettant $E_{22} = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$ dans la couche étudiée et la rupture de fibre en supposant $E_{11} = 0$.

McCarthy et al. [48]. Simulent le crash de poutres sinus par l'utilisation des éléments plaques multicouches. La plaque est représentée par une loi qui permet d'attribuer des propriétés différentes aux fibres et à la matrice et de modéliser séparément les dommages de la fibre et de la matrice. La matrice d'élasticité du pli dans le sens fibre

c'est la somme des matrices d'élasticité de la fibre et de la matrice comme l'indique l'équation (5) :

$$C^{pli} = C^f + C^m \quad (6)$$

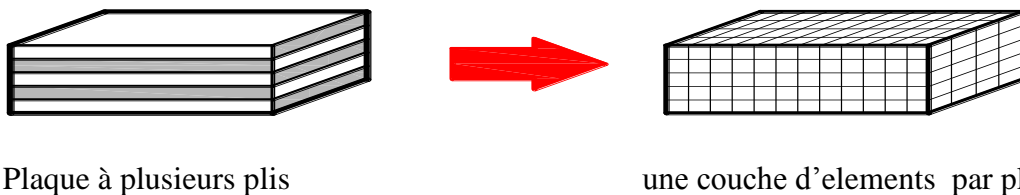
C^f et C^m sont les matrices d'élasticité des fibres et de la matrice dans la situation de service qui s'écrivent en fonction des matrices à l'état initial C_0^f et C_0^m

$$\begin{aligned} C^f &= C_0^f \times (1 - d^f) \\ C^m &= C_0^m \times (1 - d^m) \end{aligned} \quad (7)$$

où d^f et d^m sont les paramètres d'endommagement des fibres et de la matrice (compris entre 0 et 1).

II-2.2.2. Modélisation par une couche d'éléments volumes par pli composite

L'utilisation des éléments volumiques pour la modélisation des plis composites permet de représenter les principaux modes d'endommagement (figure 2.4). Cependant, la méthode sans d'éléments d'interface, reste limitée à l'étude des problèmes d'impact puisque les fissures mises en jeu ne sont pas de grandes ouvertures.



Plaque à plusieurs plis

une couche d'elements par pli

Fig. 2.4. Modélisations des structures composites par des éléments volumiques [42].

Cette méthode exige un grand nombre d'éléments qui dépend du nombre de plis du stratifié à modéliser. Mais, elle présente un temps de calcul signifiant, surtout s'il s'agit de modéliser d'importante structures. Ajoutons aussi que l'épaisseur des éléments dans ce type de maillage est très faible ce qui fait réduire, d'une manière excessive, le temps de calcul dans les codes explicites. Ce type de modélisation, permet surtout une représentation qualitative du délaminage. Hou et al. [49] modélisent une plaque composite au moyen d'une couche d'éléments solides (8 nœuds) par pli. La modélisation du délaminage dû à l'impact s'exprime en diminuant progressivement les contraintes σ_{33} , σ_{12} et σ_{23} à zéro. Les auteurs [49] comparent les résultats numériques

aux résultats expérimentaux en ne considérant uniquement la configuration des délaminages dans la plaque (figure 2.5).



Fig. 2.5. Comparaison des formes de délaminages expérimentales et numériques [49].

Dans ce cas de simulation, le délaminage s'exprime par une dégradation dans le pli et non pas entre les plis. La rupture de la couche d'éléments représente alors la propagation de la fissure. Beissel et al [50] développent le domaine d'application de cette méthode pour modéliser la propagation de délaminage en mode I et Tay [51] fait la même chose pour le mode II. Leurs méthodes prennent en considération la progression de la fissure partiellement ruinée à l'intérieur de l'élément. Puisque qu'une partie des contraintes dans l'élément participe au calcul des forces aux nœuds. D'après le principe des travaux virtuels les forces aux nœuds s'écrivent:

$$f = \alpha \int_V B^T \sigma dV \quad (0 < \alpha < 1) \quad (7)$$

Le facteur α décroît au fur et à mesure que la longueur de fissure augmente dans l'élément. La vitesse de propagation de la fissure (V_{fiss}) est définie en fonction du facteur de concentration de contrainte K, et la longueur de fissure (a) est déduite par intégration explicite dans le temps tel que :

$$a^{n+1} = a^n + V_{fiss} \times \Delta t \quad (8)$$

Le facteur α est déterminé en fonction de la longueur de la fissure ainsi que de la longueur caractéristique de l'élément L :

$$\alpha^n = \frac{a^n}{L} \quad (9)$$

Cette méthode de rupture de l'élément permet de traiter la propagation de la fissure sans recours à la modélisation de l'interface mécanique entre les plis. Elle permet

également la propagation du délaminage dans des directions arbitraires non définies à priori dans le modèle.

II-3. Aperçu de principaux critères de rupture existants

Tsai-Wu [52] présent un critère général pour l'endommagement du pli sans distingué les différents modes de rupture. Toutes les contraintes participent dans ce critère qui s'écrit :

$$\frac{\sigma_{11}^2}{XX'} + \frac{(\sigma_{22}^2 + \sigma_{33}^2)}{YY'} + \frac{(\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2)}{S^2} - \frac{(\sigma_{11}\sigma_{22} + \sigma_{11}\sigma_{33})}{\sqrt{XX'YY'}} - \frac{\sigma_{22}\sigma_{33}}{YY'} + \sigma_{11}\left(\frac{1}{X} - \frac{1}{X'}\right) + (\sigma_{22} + \sigma_{33})\left(\frac{1}{Y} - \frac{1}{Y'}\right) \geq 1 \quad (10)$$

avec :

X : résistance à la traction dans la direction 1

X' : résistance à la compression dans la direction 1

Y : résistance à la traction dans la direction 2

Y' : résistance à la compression dans la direction 2

S : résistance au cisaillement (supposée la même dans toutes les directions)

Dans les problèmes d'impact sur plaques composites, la plupart des études et recherches traite chaque mode de rupture par un critère. Les trois modes d'endommagement principaux : la fissuration de la matrice, la rupture des fibres et le délaminage.

II-3.3.1. Fissuration matricielle

L'endommagement de la matrice est le premier mode de détérioration provoqué par l'impact dans le sens transverse du stratifié. Fréquemment, il prend la forme de fissuration matricielle ou aussi la séparation entre la fibre et la matrice dues à la différence de propriétés entre la matrice et les fibres et sont en général parallèles à la direction des fibres dans les plis unidirectionnels [53]. Ils existent deux cas de fissuration de la matrice dans le cas d'impact sur plaque composite : les fissurations dues au cisaillement et les fissurations dues à la flexion (Figure. 2.6).

Les fissurations dues au cisaillement se développent à l'intérieur d'un pli à une certaine distance de la zone impactée. Ces fissures sont inclinées d'environ 45°. Les contraintes

de cisaillement transverse qui apparaissent sont liées à la force et à la surface de contact. Les fissurations dues à la flexion apparaissent directement sous la zone impactée dans le pli le plus éloigné de l'impact. Ces fissures sont verticales et sont la conséquence d'importantes contraintes de traction dans le sens travers du pli.

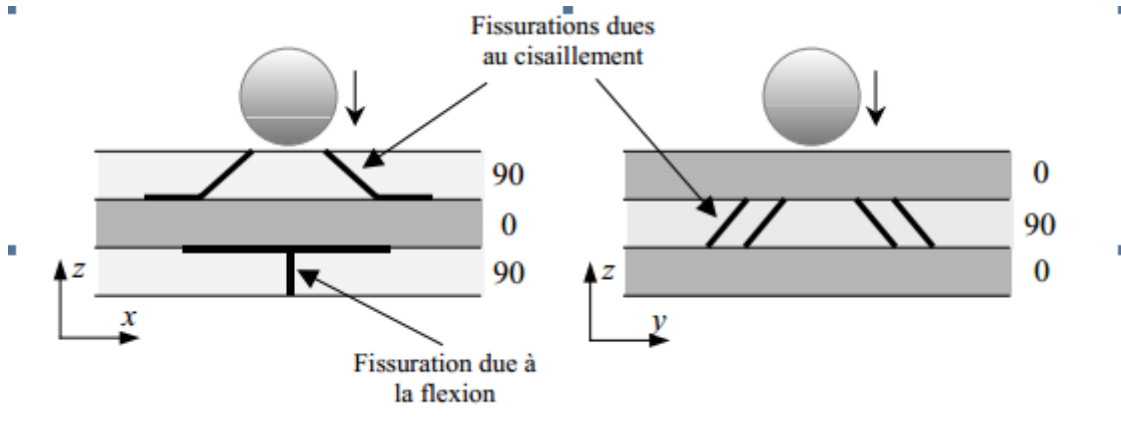


Fig. 2.6. Types de fissuration de la matrice [53].

Dans le cas général, la contrainte normale σ_{11} est principalement reprise par les fibres. Toutes les autres contraintes sollicitent la matrice et provoquent sa rupture. Dans ce sens, Hashin [54] propose un critère qui tient compte de toutes ces contraintes sollicitant la matrice. De plus, il différencie entre l'état de traction et de l'état de compression dans la matrice. Dans le cas de traction dans le sens travers du pli, le critère s'écrit :

$$\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})}{\sigma_{MNT}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{\sigma_{MS}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{FS}^2} \geq 1 \quad (11)$$

Dans le cas de compression dans le sens travers, le critère devient :

$$\left[\left(\frac{\sigma_{MNC}}{2\sigma_{MS}} \right)^2 - 1 \right] \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})}{\sigma_{MNC}} + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4\sigma_{MS}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{\sigma_{MS}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{FS}^2} \geq 1 \quad (12)$$

avec :

σ_{MNT} : résistance de la matrice en traction

σ_{MNC} : résistance de la matrice en compression

σ_{MS} : résistance de la matrice en cisaillement

σ_{FS} : résistance de la fibre en cisaillement

Chang–Chang [55] présentent un critère imposant les contraintes de membrane sollicitant la matrice, à savoir σ_{22} et σ_{12} . Dans le cas de traction dans le sens travers ($\sigma_{22} \neq 0$), le critère s'écrit :

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (13)$$

Y_T la résistance à la traction dans le sens transverse, et S_{12} la résistance au cisaillement dans le plan du pli. Ce critère ne prend pas en compte la contribution de la contrainte de cisaillement σ_{23} qui a un effet dominant dans le cas de fissuration due au cisaillement.

Hou et al. [56] proposent le critère modifié suivante : (dans le cas où $\sigma_{22} \neq 0$)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{m23}}\right)^2 \geq 1 \quad (14)$$

où S_{m23} la résistance au cisaillement de la matrice dans le plan transverse normal aux fibres.

II-3.3.2. Rupture de fibres

La rupture de fibres intervient généralement après la fissuration de la matrice et après le délaminage. La rupture de fibres est due soit à une importante contrainte normale σ_{11} soit au cisaillement.

Généralement, les critères de rupture de fibres font intervenir la contrainte sens fibre et les contraintes de cisaillement dans les plans contenant la fibre, à savoir σ_{12} et σ_{13} .

Chang–Chang [55] proposent un critère proche du critère qu'il donne pour piloter la rupture de la matrice tel que :

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad (15)$$

X_T la résistance à la traction dans le sens des fibres et S_{12} la résistance au cisaillement dans le plan du pli. Une version modifiée de ce critère est proposée par Hou et al [56]. L'auteur tient compte de la contrainte de cisaillement σ_{13} en considérant qu'elle a le

même effet que σ_{12} . Il faut noter aussi que la résistance au cisaillement pour la rupture de fibres est prise indépendamment de celle de la matrice :

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2}\right)^2 \geq 1 \quad (16)$$

où S_f est la résistance au cisaillement de la fibre.

II-3.3.3. Délaminage

Le délaminage est l'un des modes d'endommagement essentiels dans les structures composites. Il se caractérise par une décohésion entre deux plis d'un stratifié composite. Il est associé à une fissure qui se propage généralement dans une région riche en résine formant une interface entre deux plis adjacents.

Dans le cas d'impact sur plaque composite, d'après Liu [57], le délaminage résulte de la différence entre les rigidités en flexion des plis adjacents : le long des fibres, la plaque a tendance à fléchir d'une façon différente que dans le sens travers.

D'après les différentes études déjà effectuées, le délaminage pour structures impactées semble avoir lieu seulement en présence de fissurations dans la matrice, lorsque les plis de part et d'autre de l'interface sont endommagés par fissuration et le pli inférieur à l'interface est localement saturé en fissures. A ce moment là, l'énergie due au choc passe dans l'ouverture d'une liaison moins forte : l'interface entre plis d'orientations différentes [58].

Pour, la fissuration inclinée de cisaillement dans le pli supérieur est arrêtée par le changement de la direction des fibres lorsqu'elle arrive jusqu'à l'interface (Figure. 2.7). Pour cela elle se propage entre les plis : c'est le délaminage. Ce délaminage est limité par les fissurations transverses du pli inférieur. La fissuration verticale due à la flexion provoque, quant à elle, le délaminage dans l'interface la plus basse.

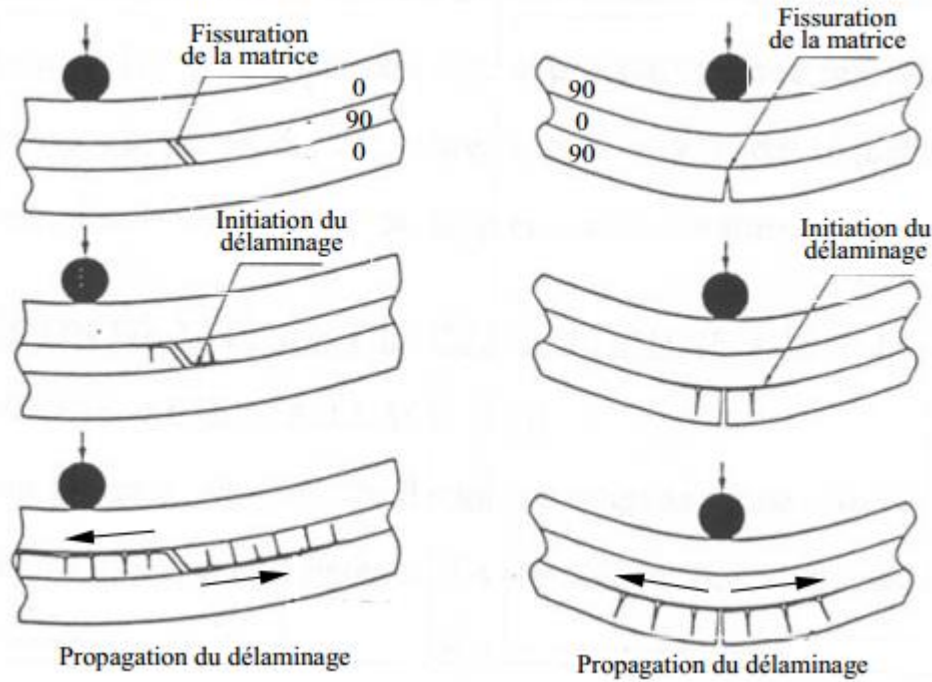


Fig. 2.7. Délaminage sous impact [58].

Il existe de nombreux critères de forme quadratique permettant de détecter l'apparition du délaminage. Globalement, des critères faisant intervenir les contraintes dans le sens transverse, à savoir σ_{13} , σ_{23} et σ_{33} . Certains ne différencient pas l'état de contrainte de compression de celui de la traction dans le sens normal au pli. Hashin [54], par exemple propose un critère où il ne prend pas en compte le signe de σ_{33} :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{DN}}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{DS}^2} \geq 1 \quad (17)$$

σ_{DN} est la résistance du pli à un effort normal, et σ_{DS} résistance du pli au délaminage par cisaillement. Banerjee [59] et Brewer et Lagace [60] donnent un critère très proche de celui de Hashin sans tenir compte, du signe de σ_{33} :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{31}^2}{S_{31}^2} \geq 1 \quad (18)$$

où S_{13} représente la résistance en cisaillement dans le plan 13, S_{23} la résistance au délaminage en cisaillement dans le plan 23 et Z_T la résistance en traction dans le sens de l'épaisseur. Hou et al [56] proposent, pour le délaminage, une amélioration du critère de

Brewer et Lagace [60], prenant en considération l'effet de la compression sur la tenue au délaminage pour distinguer trois cas selon l'état de contrainte dans le sens transverse du stratifié.

Cas où $\sigma_{33} \neq 0$ favorisant l'apparition du délaminage :

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{13}^2(d_{ms}d_{fs} + \delta)} \geq 3 \quad (19)$$

Cas où $\sqrt{\frac{\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2}{8}} \leq \sigma_{33} < 0$ cas où le cisaillement est très élevé pour avoir du délaminage pour un état de compression donné:

$$\frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2 - 8\sigma_{33}^2}{S_{13}^2(d_{ms}d_{fs} + \delta)} \geq 1 \quad (20)$$

Cas où $\sqrt{\frac{\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2}{8}} > \sigma_{33}$ la compression est assez élevée pour arrêter le glissement entre les plis et éliminer le délaminage.

Avec :

S_{13} : la résistance en cisaillement dans le plan 13.

Z_T : la résistance en traction dans le sens de l'épaisseur,

d_{ms} : un coefficient d'endommagement de la matrice qui varie de 0 à 1,

d_{fs} : un coefficient d'endommagement en rupture de fibres qui varie de 0 à 1, entre le cisaillement entre les plis avant et après la manifestation de l'endommagement de la matrice ou les fibres.

La Figure 2.8 illustre les différentes modifications apportées au critère de délaminage proposé par Brewer et Lagace [60]. Cette modification concerne :

Critère n°1 : le signe de σ_{33} n'est pas pris en compte d'où l'effet de la compression n'est pas considéré,

Critère n°2 : la compression dans le sens transverse arrête le délaminage,
 Critère n°3 : le cisaillement et très élevé peut faire apparaître du délaminage malgré la présence de la compression

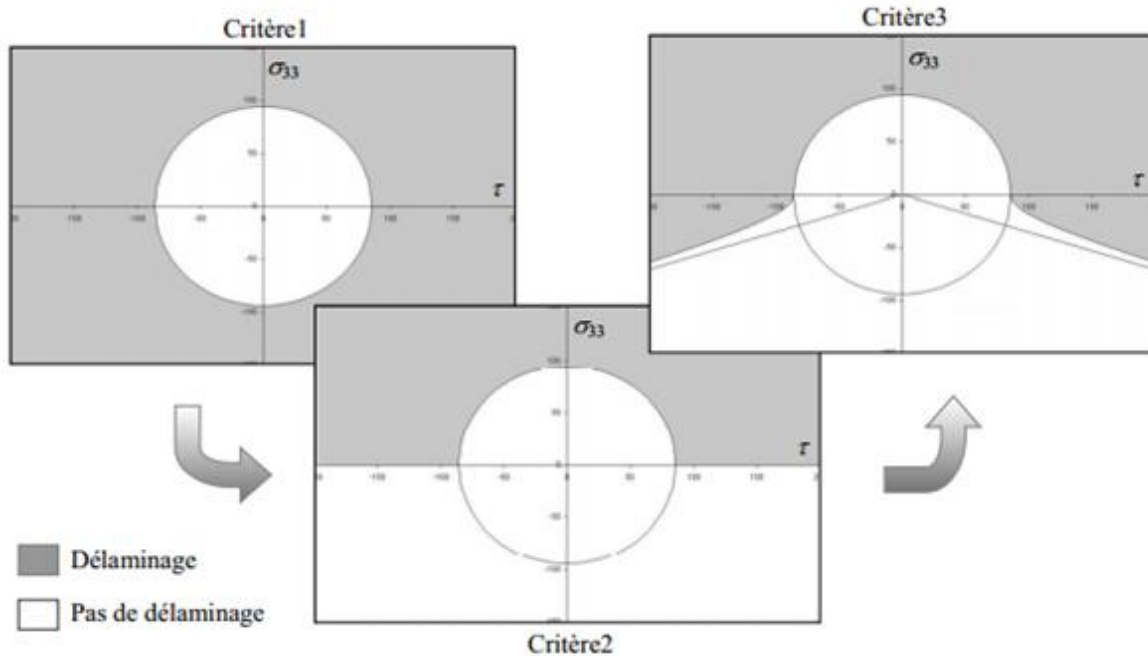


Fig. 2.8. Evolution du critère Brewer et Lagace [60].

Zhang X. [62] utilise un simple critère qui consiste à comparer séparément les contraintes de cisaillement et les contraintes normales à des valeurs de contraintes critiques :

$$\sqrt{\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2} \geq ILSS \quad \text{où} \quad \sigma_{33} > T_{zt} \quad (21)$$

ILSS est la résistance en cisaillement interlaminaire

T_{zt} la résistance dans le sens de l'épaisseur.

II-3.4. Modèles avec éléments d'interface

Ce type de simulation consiste à mailler les plis séparément et les relier par des liaisons rigides assurant un lien mécanique entre les nœuds de chaque côté de l'interface capable de supporter un délaminage. Cette méthode exige des informations où des données antérieures aux endroits d'initiation du délaminage. Plusieurs auteurs distinguent trois types de modèles entraînant la dégradation des liaisons et l'apparition du délaminage :

les modèles basés sur les forces de liaison entre les nœuds [51, 58, 63, 64, 65] , les modèles basés sur la mécanique de l'endommagement [66, 67, 68, 69], les modèles basés sur la mécanique de la rupture [64, 70, 71].

II-3.4.1. Modèles basés sur les forces de liaison

Quand la force produite dans ces éléments dépasse un certain critère, les nœuds sont relâchés. Bonini [58] relie les nœuds de l'interface par une condition qui porte sur l'égalité des accélérations dans les trois directions de l'espace. Cette condition est assurée par une force de liaison calculée par la méthode de multiplicateur de Lagrange dans les trois directions de l'espace (figure 2.9).

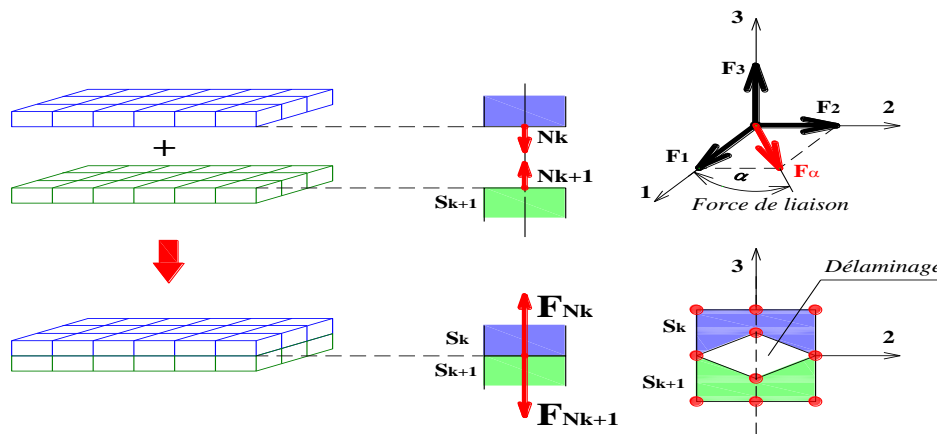


Fig. 2.9. Modelisation du délaminage par Bonini [58].

Fleming [64] a analysé plusieurs méthodes utilisées pour la représentation du délaminage par la séparation des nœuds de l'interface :

D'où le critère de rupture utilisé est de la forme :

$$\left(\frac{F_N}{F_{Nc}}\right)^{a_N} + \left(\frac{F_S}{F_{Sc}}\right)^{a_S} = 1 \quad (22)$$

où F_N : la force normale dans le lien rigide,

F_S la force tangentielle,

F_{Nc} la force normale de rupture,

F_{Sc} la force tangentielle de rupture,

a_N, a_S : des paramètres qui pilotent l'interface entre les modes de rupture

Dans le cas de poutre "Double Cantilever Beam" (solicitation en mode I), FS est nulle et le critère se réduit à un simple critère de force maximale. Toutefois, la force F_{Nc} est difficile à déterminer. Elle est prise comme étant :

$$F_{Nc} \approx \sigma_{ult} A_c \quad (23)$$

où A_c est l'aire de l'interface modélisée par le ressort

σ_{ult} : la résistance de la résine. :

II-3.4.2. Modèles basés sur la mécanique de l'endommagement

Pour décrire le comportement d'endommagement des composites, Ladevèze et al [67] s'appuient sur la thermodynamique des processus irréversibles où l'état du matériau peut être déterminé par la connaissance de certaines variables internes.

$$E_D = \frac{1}{2} [k_3^0 [U_3]^2 + k_2^0 [U_2]^2 + k_1^0 [U_1]^2] = \frac{1}{2} \left[\frac{\sigma_{33}^2}{k_3^0} + \frac{\sigma_{32}^2}{k_2^0} + \frac{\sigma_{31}^2}{k_1^0} \right] \quad (14)$$

[U] étant la différence de déplacement des surfaces inférieure et supérieure des couches adjacentes,

k_1^0, k_2^0, k_3^0 sont les raideurs élastiques de l'interface ($k_1^0 = k_2^0 = k_3^0 = 0$) implique la décohésion complète entre les couches ; $k_1^0 = k_2^0 = k_3^0 = \infty$ implique une liaison parfaite entre les couches). La relation entre les contraintes et les sauts de déplacement dans la base d'orthotropie de l'interface s'écrit :

$$\begin{pmatrix} \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_1^0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2^0 & 0 \\ 0 & 0 & k_3^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} [U_1] \\ [U_2] \\ [U_3] \end{pmatrix} \text{ avec } \begin{cases} k_1^0 = 2G_{13} / e \\ k_2^0 = 2G_{23} / e \\ k_3^0 = E_3 / e \end{cases} \quad (15)$$

L'énergie de déformation de l'interface endommagée s'écrit :

$$E_D = \frac{1}{2} \left[\frac{\langle \sigma_{33} \rangle_+^2}{k_3^0 (1-d_3)} + \frac{\langle -\sigma_{33} \rangle_+^2}{k_3^0} + \frac{\sigma_{31}^2}{k_1^0 (1-d_1)} + \frac{\sigma_{32}^2}{k_2^0 (1-d_2)} \right] \quad (16)$$

où d₁, d₂ et d₃ sont les variables d'endommagement associées aux trois modes d'ouverture des microfissures selon les directions principales de l'interface.

Les forces thermodynamiques associées aux trois variables d'endommagement au sens du second principe de la thermodynamique sont les suivantes :

$$\begin{aligned}
 Y_{d1} &= \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_{31} \rangle_+^2}{k_1^0 (1-d_1)^2} && \text{Mode III} \\
 Y_{d2} &= \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_{32} \rangle_+^2}{k_2^0 (1-d_2)^2} && \text{Mode II} \\
 Y_{d3} &= \frac{1}{2} \frac{\langle \sigma_{33} \rangle_+^2}{k_3^0 (1-d_3)^2} && \text{Mode I}
 \end{aligned} \tag{17}$$

La variable d'évolution des endommagements est approximée de la façon suivante :

$$\underline{Y} = \underline{Y}_{d3} + \gamma_1 \underline{Y}_{d1} + \gamma_2 \underline{Y}_{d2} \quad \text{avec} \quad \underline{Y}_{di} \Big|_r = \sup_{r \leq t} Y_{di} \Big|_r \tag{18}$$

γ_1 et γ_2 sont des paramètres de couplage.

Les lois d'évolution d'endommagement sont alors définies par:

$$\begin{cases} d_3 = d_1 = d_2 = w(\underline{Y}) & \text{si } d_3 < 1 \\ d_3 = d_1 = d_2 = 1 & \text{sinon} \end{cases} \quad \text{avec} \quad w(\underline{Y}) = \frac{\langle \sqrt{\underline{Y}} - \sqrt{Y_0} \rangle_+}{\sqrt{Y_c} - \sqrt{Y_0}} \tag{19}$$

Y_0 représente le seuil d'énergie d'endommagement, Y_c représente l'énergie critique d'endommagement. Y_0, Y_c, γ_1 et γ_2 sont déterminés expérimentalement.

Ladevèze [67] a proposé un modèle qui consiste à décrire l'évolution du paramètre d en supposant que la vitesse d'endommagement est fonction de l'état du matériau. Si la loi d'évolution sans effet de retard s'écrit :

$$\begin{cases} d = \langle w(\underline{Y}) \rangle_+ & \text{si } d < 1 \\ d = 1 & \text{sinon} \end{cases} \tag{20}$$

Avec effet de retard, la loi d'évolution proposée par Deü [71] s'écrit :

$$\begin{aligned}
 \dot{d} &= \frac{k}{a} [1 - \exp(-a \langle w(Y) - d \rangle_+)] && \text{si } d < 1 \\
 d &= 1 && \text{sinon}
 \end{aligned} \tag{21}$$

k et a sont des paramètres qui caractérisent l'effet retard.

L'avantage de ces modèles est une bonne prédiction des phénomènes d'endommagement et de délaminage. Ces modèles s'appliquent aussi bien pour des problèmes d'impact sur plaque composite.

II-3.4.3. Modèles basés sur la mécanique de la rupture

La mécanique de la rupture définit un taux de restitution d'énergie critique G_c correspondant à l'énergie nécessaire pour faire croître le délaminage d'une surface unitaire. La valeur du taux de restitution d'énergie critique est déterminée expérimentalement pour chaque mode.

Le calcul du taux de restitution d'énergie est généralement basé sur la théorie des poutres. Le test le plus utilisé pour caractériser la propagation du délaminage en mode I est le test de la poutre DCB (Double Cantilever Beam). La géométrie d'une poutre DCB est présentée dans la Figure 2.12.

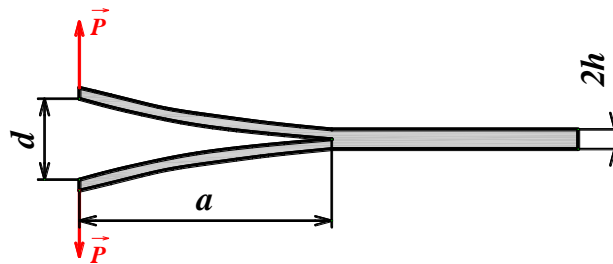


Fig. 2.12. Géométrie de la poutre DCB [71].

Par définition, le taux de restitution d'énergie dans la poutre DCB s'exprime par

$$G = - \frac{\partial W}{b \partial a} \quad (22)$$

où b : la largeur de la poutre,

a : la longueur de la fissure,

W l'énergie potentielle du système.

Si le système est linéaire élastique, l'énergie potentielle s'écrit :

$$\delta W = \delta W_{int} - \delta W_{ext} \quad (23)$$

δW_{int} : étant la variation d'énergie de déformation élastique du système et

δW_{ext} :le travail fourni par les forces extérieures.

Comme la poutre se déforme élastiquement, l'énergie interne est l'énergie emmagasinée au cours du chargement, soit :

$$W_{int} = \frac{1}{2} Pu \quad (24)$$

D'où

$$dW_{int} = \frac{1}{2} u dP + \frac{1}{2} P du \quad (25)$$

P étant la force à l'extrémité chargée de la poutre,
u le déplacement.

Le travail fourni par les forces extérieures est donné par :

$$dW_{ext} = P du \quad (26)$$

A partir des équations 22 à 26 la relation de G :

$$G = -\frac{1}{2b} \frac{\partial P}{\partial a} u - \frac{1}{2b} P \frac{\partial u}{\partial a} + \frac{1}{b} P \frac{\partial u}{\partial a} = \frac{1}{2b} (P \frac{\partial u}{\partial a} - u \frac{\partial P}{\partial a}) \quad (27)$$

Par le remplacement de $c = \frac{u}{P}$ dans la relation 27,

la formule du taux de restitution d'énergie devient:

$$G = \frac{P^2}{2b} \frac{\partial c}{\partial a} \quad (28)$$

Dans le cas particulier de la poutre DCB, cette relation peut prendre plusieurs formes en se basant sur la théorie des poutres. La flèche (moitié de la distance de l'ouverture) s'écrit

$\frac{d}{2} = \frac{Pa^3}{3EI}$ où $I = \frac{bh^3}{12}$ est le moment d'inertie de la section et E le module de Young. La

compliance devient alors : $c = \frac{2a^3}{3EI}$ (29)

Par l'écriture de EI en fonction de a, d et P, la relation finale du taux de restitution devient :

$$G = \frac{3Pd}{2ba} \quad (41)$$

L'avantage de cette formule est qu'elle permet de définir le taux de restitution d'énergie en fonction des trois grandeurs facilement déterminées a, d et P.

Chapitre 03

Etude du comportement mécanique des plaques en composite

III.1 Introduction

La simulation est en effet un outil d'investigation particulièrement utile et complémentaire à l'expérimentation : au-delà de la connaissance du comportement global, elle permet d'accéder à des informations à l'intérieur du matériau. Elle revêt également un aspect prédictif appréciable, car elle permet, de manière simple, l'étude de l'évolution des résultats en fonction des paramètres d'entrées d'une modélisation. Les codes de calculs par éléments finis constituent un moyen précieux de prédire le comportement au choc, même s'ils présentent certaines limites, telles que la finesse du maillage nécessaire, le temps de calcul ou la prise en compte de non linéarités matériaux (comportement élasto-visco-plastique des matériaux) [72]. Dans notre cas, les simulations sont réalisées avec le code de calcul numérique explicite ABAQUS

III.2 Présentation du code et le modèle éléments finis

La modélisation numérique joue un rôle très important pour l'analyse du comportement de structures soumises à des chargements rapides. Cette analyse qui est basée sur la résolution de l'équation d'équilibre dynamique et de l'équation de conservation d'énergie avec les conditions aux limites imposées à la structure, nécessite l'utilisation du comportement mécanique du matériau mis en jeu.

A ce niveau, pour introduire des lois qui décrivent l'écoulement élastique et endommagement des fibre des matériaux composite , le code Abaqus offre à l'usager la possibilité d'utiliser des modèles constitutifs pré-programmés tels que le critère de Hashin. Pour utiliser d'autres lois de comportement, le code offre à l'utilisateur les deux possibilités suivantes :

1. la première permet l'utilisation de fichiers de points décrivant l'évolution de la contrainte en fonction de la déformation pour différentes températures et vitesses de déformation, cette évolution étant calculée à partir de la relation constitutive que l'on veut utiliser ou directement définie à partir des points expérimentaux.
2. la seconde permet à l'utilisateur, via un ensemble de sous-programmes utilisateurs, d'implémenter dans le code une variété de modèles constitutifs et donc d'utiliser des modèles non pré-programmés sans avoir besoin d'incorporer le comportement du matériau dans le fichier de données sous forme de fichiers de points.

III.2.1 Présentation du code

La déformation globale de la plaque n'étant pas forcément symétrique, nous avons donc choisi de modéliser le problème entier. L'impacteur a été modélisé comme un corps rigide tridimensionnel non déformable avec un point de référence pour affecter la masse, la vitesse et le moment d'inertie. La plaque quant à elle est considérée comme un corps 3D déformable. Dans le but d'optimiser le maillage en tenant compte du type d'élément, de la densité du maillage et du temps de calcul, nous avons choisi, après avoir essayé plusieurs approches, de partitionner la géométrie de la plaque en deux parties : une partie centrale circulaire, soit plus de deux fois le diamètre du projectile permettant d'amorcer le processus de propagation de l'endommagement de manière précise sans effet important sur le bilan énergétique et une partie extérieure qui vient compléter la structure parallélépipédique de dimensions 120x60x1 mm³, (Figure.3.1). La partie centrale de la plaque a été maillée en utilisant des éléments C3D8R (éléments linéaires à 8 nœuds, à réduction d'intégration avec contrôle de mode sablier) disponible dans la librairie d'Abaqus. La méthode de réduction des points d'intégration dans les éléments hexaédriques a un certain avantage dans la mesure où les contraintes et déformations sont calculées à des endroits qui offrent une précision optimale. La méthode d'intégration numérique standard (2*2*2 points d'intégration pour les éléments hexaédriques linéaires et 3*3*3 points d'intégration pour les éléments hexaédriques quadratiques) pose quelques problèmes lorsqu'elle est combinée avec un matériau incompressible. Les calculs théoriques et les applications aux cas réels semblent indiquer que la réduction d'intégration résout ce problème. En outre, un petit nombre de points d'intégration permet de réduire le temps de calcul (CPU) et l'espace mémoire de stockage requis.

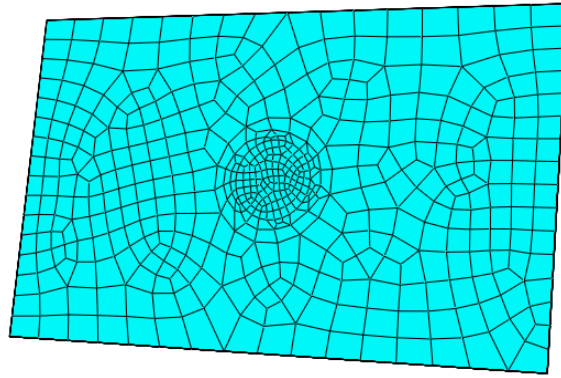


Fig.3.1. Le modèle numérique utilisé pour la simulation numérique et la répartition de la densité des mailles.

Par conséquent, la partie centrale de notre modèle numérique pour la plaque de 1mm contient 110 390 éléments finis.

La partie extérieure de la plaque a été maillée en utilisant des éléments hexaédriques C3D8I (éléments linéaires à 8 nœuds à mode incompatible) également disponibles dans la librairie d'Abaqus. Ces éléments ont un degré de liberté supplémentaire qui améliore la capacité de modéliser un gradient de déplacement à travers l'élément, améliorant ainsi le comportement en flexion de la structure. Dans un sens, ces éléments agissent comme des éléments quadratiques. L'utilisation des éléments à mode incompatible génère des résultats comparables à des éléments quadratiques avec un temps de calcul plus faible. Un inconvénient de ces éléments est leur sensibilité à la distorsion d'élément. Comme ils sont employés dans la partie extérieure du modèle numérique, ils sont soumis à un chargement en déformation moins élevé par rapport à ceux de la zone d'impact. On évite ainsi le problème de distorsion excessif qui peut bloquer la progression du calcul. La taille des éléments C3D8I donne au total 73 640 éléments finis dans la partie extérieure du modèle. Cette façon d'appliquer un maillage fixe mais avec une forte densité dans la région centrale de la plaque où la déformation est plus importante lors de la pénétration de l'impacteur à travers la plaque et une faible densité dans la partie qui entoure la zone centrale, est efficace et robuste pour étudier les phénomènes mis en jeu (capacité d'absorption d'énergie de la plaque, mode de rupture, déflexion globale de la plaque et force normale d'impact).

III.3 Analyse des résultats numériques

III.3.1 Comportement des plaques en composites sous l'effet de l'orientation, de la position de l'impacteur et des conditions aux limites de la plaque.

L'analyse par la méthode numérique utilisée pour évaluer les effets de l'inclinaison et la position d'un impacteur de forme prisme à base carrée de côté $a=6\text{mm}$ et de hauteur $h=18.1\text{mm}$ ainsi les conditions aux limites de la plaque sur le comportement dynamique des plaques en composites de dimensions $120 \times 60 \times 1\text{ mm}^3$, l'épaisseur du pli est de 0.010 mm . La séquence d'empilement utilisée dans notre cas est $[0_3/90_4/0_3]$. Les caractéristiques mécaniques de la plaque et du projecteur sont indiquées dans le tableau 1.1.

Tab 1.1. Caractéristiques des matériaux [73]

	Plaque	Impacteur
Nature	Graphite/époxyde	Acier
$E_1(\text{GPa})$	162	
$E_2(\text{GPa})$	14.9	
$E(\text{GPa})$		210
$G_{12}(\text{GPa})$	5.7	
$G_{23}(\text{GPa})$	5.4	
$\rho (\text{kg/m}^3)$	1580	7850
ν	0.33	0.3

III.3.1.1 Influence de la position de l'impacteur

Pour étudier l'influence de la position d'impact les paramètres déplacements, force de contact, et énergie de déformation, nous avons choisi quatre positions d'impact de coordonnées: $(30,0)$, $(0,15)$, $(-30,15)$ et $(0,0)$. La plaque est encadrée sur ces quatre cotés (figure 3.2).

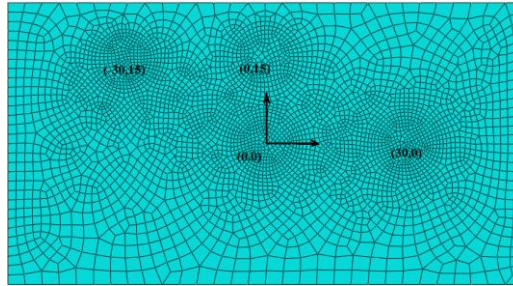


Fig 3.2. Position de l'impact

III.3.1.1.1 Influence de la position de l'impacteur sur le déplacement

La figure 3-3, illustre les déplacements provoqués par l'impacteur pour les quatre positions d'impacteur. On remarque que les positions (-30,15) et (0,15) varient de la même façon pour un temps d'impact de 0.2ms pour atteindre une valeur de 0.55mm.

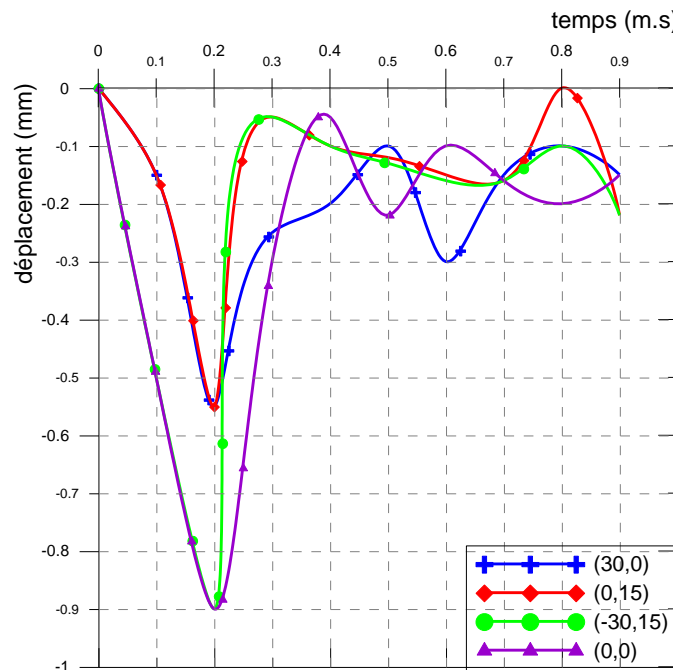


Fig 3.3. Evolution du déplacement en fonction du temps

De même, les positions d'impact de (30,0) et (0,0) provoquent des déplacements maximaux de l'ordre de 0.9mm. On peut déduire que les déplacements des positions décalées par rapport à l'axe du centre (l'axe x) sont moins importants que celles du centre. Qui peut expliquer que plus la position de l'impact se rapproche des appuis le déplacement diminue vu la contre réaction exercées par ces supports.

III.11.2 Influence de la position de l'impacteur sur la force de contact

La figure 3.4, montre la variation de la force de contact pour les quatre positions choisies. On peut voir dans cette figure que les courbes de la force de contact sont similaires et varient d'une manière parabolique la force maximale est atteinte pour les positions (0,15) et (-30,15) d'une valeur égale à 1.3KN sur un temps d'impact de 0.1ms, tandis que la position (30,0) donne une force de l'ordre de 1.1KN correspondant à un temps de 0.2ms. La position centrale (0,0), engendre une force d'impact de l'ordre de 1.2KN durant un temps de 0.3ms.

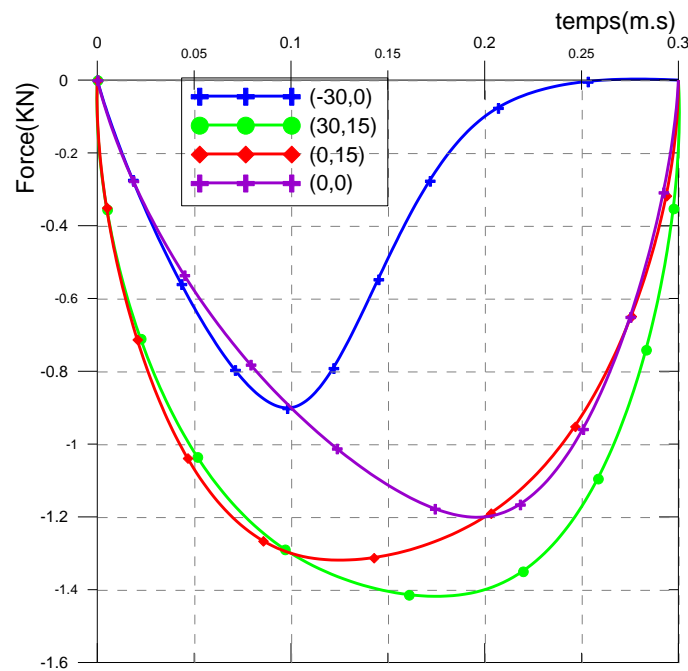


Fig 3.4. Evolution de la force de contact en fonction du temps.

III.3.2 Influence de l'orientation de l'impacteur

Cette partie traite l'étude de la résistance à l'impact de la plaque en composite sous l'effet de l'orientation de l'impacteur. Trois angles ont été choisis: 40°, 50° et 60°. La figure 3-5, montre un exemple de modélisation d'un impacteur de forme prisme orienté d'un angle α par rapport à l'axe vertical et une plaque en composite soumise à un impact au niveau de son centre à une vitesse de 9m/s.

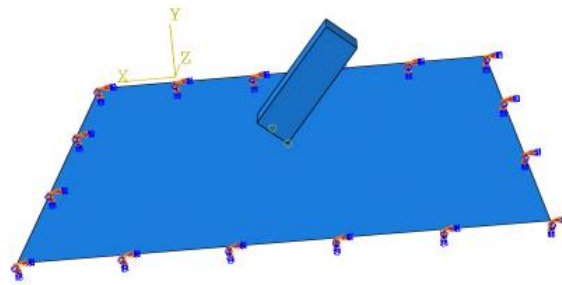


Fig 3-5. Modélisation d'un impacteur de forme prisme orienté d'un angle α .

III.3.2.1 Influence de l'orientation de l'impacteur sur le déplacement

La figure 3-6, montre les variations du déplacement en fonction du temps d'impact pour les trois angles choisis.

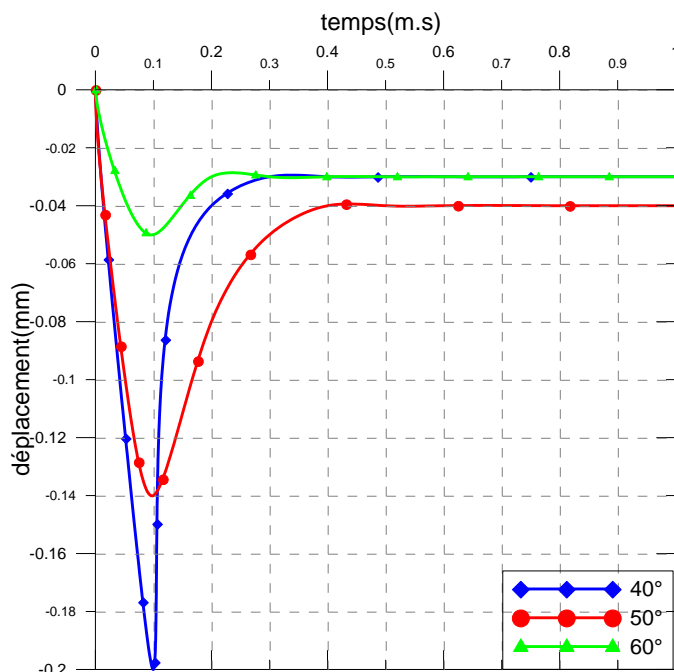


Fig 3-6. Variations du déplacement en fonction du temps.

A partir de cette figure, on remarque que l'évolution du déplacement diminue avec l'augmentation de l'angle d'orientation, et aussi après un temps de 0.4ms les trois courbes sont rectilignes. Cela montre que la diminution du déplacement décroît avec réduction de la valeur de la composante verticale de la force de contact dû a l'inclinaison de l'angle de l'impacteur

III.3.2.2 Influence de l'orientation de l'impacteur sur la force de contact

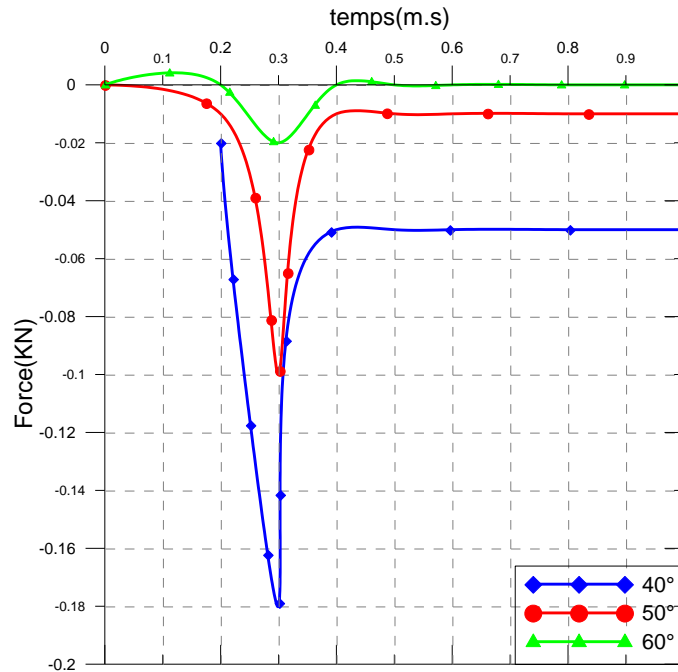


Fig 3-7. Evolution de la force de contact en fonction du temps.

Sur la figure 3-7, l'inclinaison de 40 degrés donne une force de contact maximale d'une valeur de 0.22KN sur un temps de 0.3ms. Un angle de 50 degrés provoque une force de 0.05KN, tandis que l'angle de 60 degrés la force est de 0.025KN. Les courbes présentent un pic, suivi d'une diminution rapide. Par contre pour le cas de l'évolution de la force de contact augmente avec l'augmentation de la composante verticale de l'angle d'orientation de l'impacteur.

III.3.2.3 Influence de l'orientation de l'impacteur sur l'énergie interne de déformation

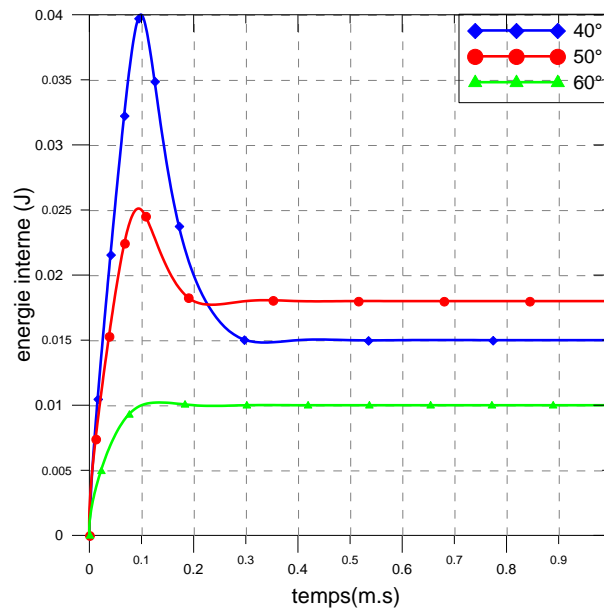


Fig 3-8. Evolution de l'énergie interne de déformation en fonction du temps

Sur la figure 3-8, on remarque la même tendance pour l'énergie interne de déformation, Un angle de 40 degré donne une énergie interne maximale de 0.04J pour un temps de 0.1ms. Dans le cas d'un angle de 50 degré, l'énergie est de 0.025J, pour une inclinaison de 60 degré, cette énergie diminue jusqu'à 0.02J. En augmentant l'angle d'inclinaison, l'énergie interne de déformation augmente.

III.3.3 Influence des conditions aux limites

Pour mettre en évidence, l'influence des conditions aux limites sur le comportement de la plaque, trois types de conditions aux limites ont été considérées, le premier est celui de l'encastrement des quatre cotés, le deuxième il s'agit de l'appui double sur les quatre cotés, et enfin des appuis simples.

III.3.3.1 Influence des conditions aux limites sur le déplacement

Sur la figure 3-9, on présente les allures de variation des déplacements en fonction du temps d'impact pour les trois configurations de conditions aux limites. On remarque, que pour un temps de 0 à 0.3 ms aucune différence n'existe entre les différentes configurations de conditions aux limites considérées. Entre un temps d'impact de 0.3 et 0.5 ms une diminution de moitié du déplacement pour l'encastrement. Au-delà de

0.5 ms les courbes de la figure convergent vers une valeur stable. ce qui explique dans ce cas que les valeurs du déplacement diminuent avec la l'élimination du degré de liberté présenté par le type d'appui.

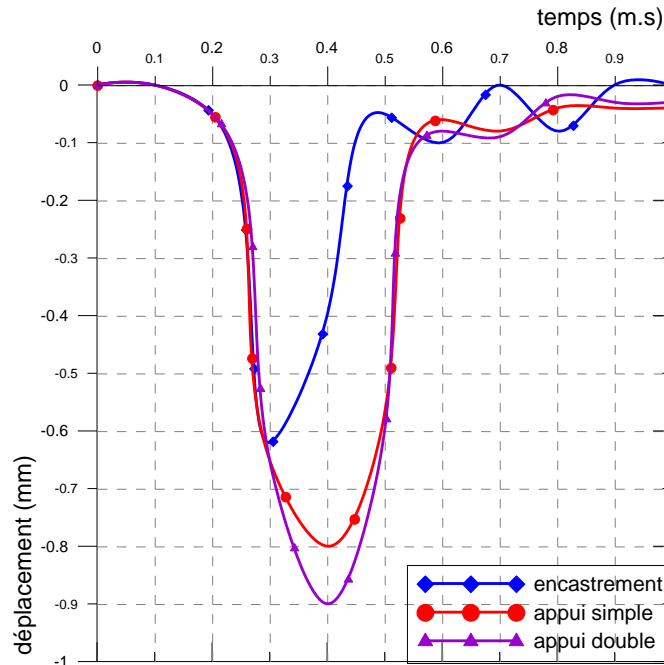


Fig 3-9. Evolution de la l'énergie de déformation en fonction du temps

III.3.3.2 Influence des conditions aux limites sur la force de contact

En ce qui concerne la force de contact, les courbes de la figure 3-10 montrent un effet totalement inverse par rapport au déplacement. Pour un temps d'impact de 0.3ms, la configuration d'appuis doubles présente une force de 2.26KN, pour le cas d'appuis simples, la force est de 1.7KN, tandis que cette valeur est de 1KN pour le cas de l'encastrement. Les trois courbes montrent une variation parabolique. Dans ce cas le degré de liberté des appuis simple et double favorise la propagation de la force de contact contrairement au cas d'encastrement qui fourni une contre action qui réduis l'augmentation de l'effort de contact.

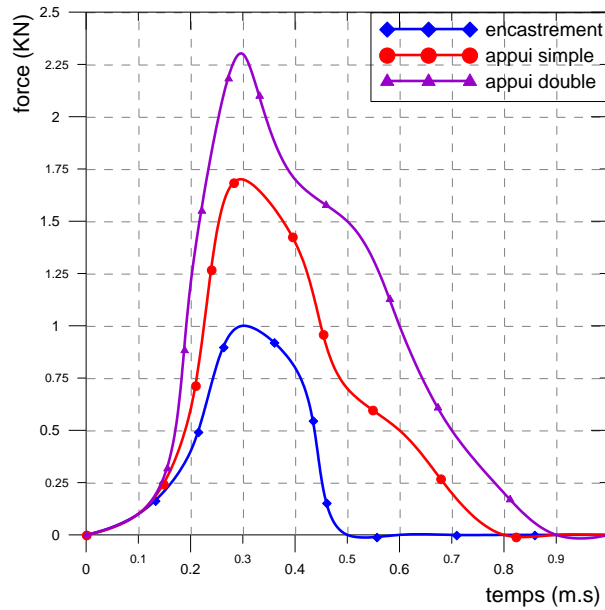


Fig 3-10. Evolution de la force en fonction du temps.

III.3.2 Etude de la force de contact et de l'énergie de déformation des plaques composites sous l'effet des paramètres : vitesse, rayon d'un impacteur et séquences d'empilement

Les calculs numériques ont été effectués en modélisant la plaque composites avec 10 couches afin d'évaluer l'effet de la vitesse, du rayon de l'impacteur et les séquences d'empilement de la plaque sur l'évolution de la force de contact et le déplacement de la plaque encastrée sur les quatre cotés comme le montre la figure 3-11. L'impacteur est d'une forme hémisphérique en acier ordinaire de rayon 6.5 mm et de hauteur 20mm. Les caractéristiques mécaniques de la plaque et du projecteur sont indiquées dans le tableau 1

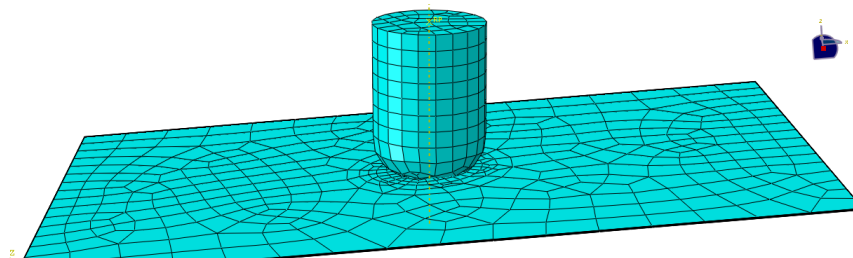


Fig.3-11. Modélisation des éléments finis.

III.3.2.1 Effet de la vitesse de l'impacteur sur la force de contact

Afin d'évaluer l'effet de la vitesse de l'impacteur sur l'évolution de la force de contact quatre différentes valeurs (3m/s, 6m/s, 9m/s et 12m/s) ont été considérées avec un rayon d'impacteur 3mm.

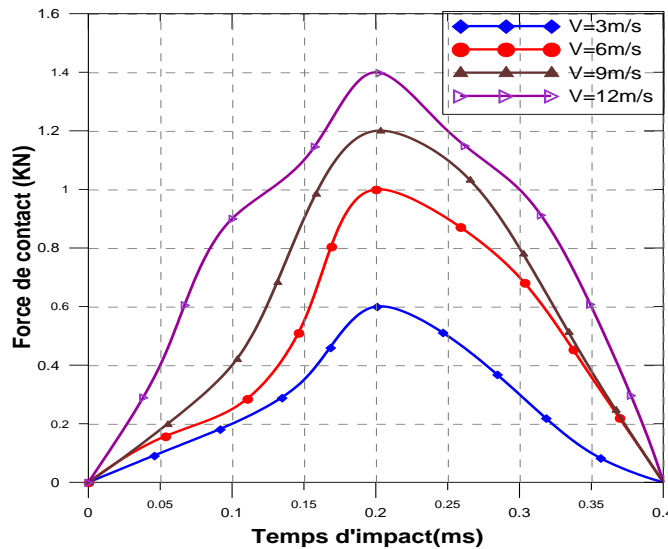


Fig.3-12. Evolution de la force de contact en fonction du temps du stratifiée [0₃/90₄/0₃] à différentes vitesses.

La figure 3-12 montre l'évolution de la force de contact en fonction du temps sur un stratifiée [0₃/90₄/0₃] pour des chargements effectués à différentes vitesses. On remarque que la force de contact varie d'une manière linéaire avec une petite variation pour un temps de 0,1 ms et se termine par une variation non linéaire avec un grand changement durant la phase de déchargement. On peut remarquer aussi que la force de contact augmente avec l'augmentation de la vitesse de l'impacteur avec un temps d'impact plus ou moins identique pour les différentes vitesses considérées.

III.3.2.2 Effet de la vitesse de l'impacteur sur l'énergie de déformation

L'énergie de déformation interne de la plaque en composite est représentée sur la figure 3-13 en fonction du temps d'impact pour les vitesses (3m/s, 6 m/s, 9 m/s et 12 m/s).

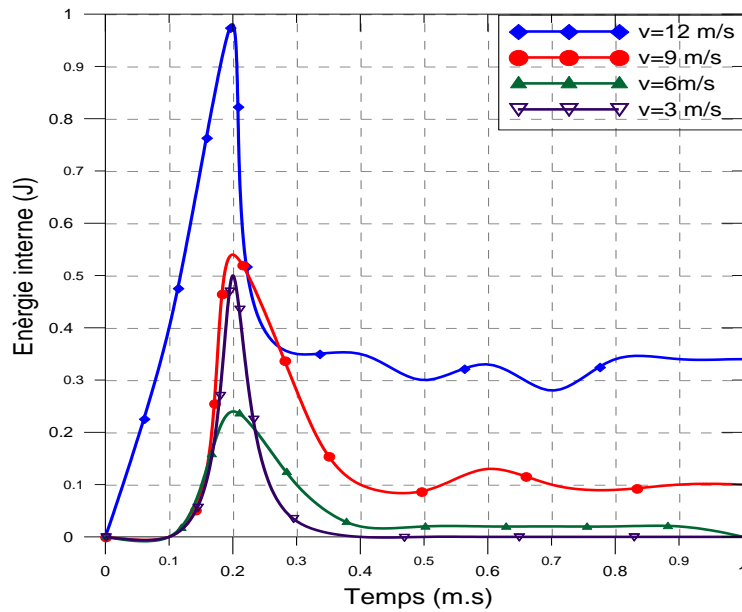


Fig .3-13 .Variation de l'énergie de déformation en fonction du temps d'impact pour une forme hémisphérique sphère de rayon 6mm.

On note que ces courbes varient d'une manière parabolique et augmente avec l'augmentation de la vitesse d'impact pour un temps de 0.2ms. Les courbes présentent un maximum pour le même temps d'impact (0.2ms). On remarque aussi que plus le temps d'impact augmente, l'énergie interne de la plaque diminue rapidement. .

III.3.2.3 Effet du rayon de l'impacteur sur la force de contact

Trois rayons du projectile de forme hémisphérique sphérique ont été choisis 6mm, 12mm et 18mm, comme le montre la figure 3-14 avec une vitesse d'impact de l'ordre de 12 m/s.

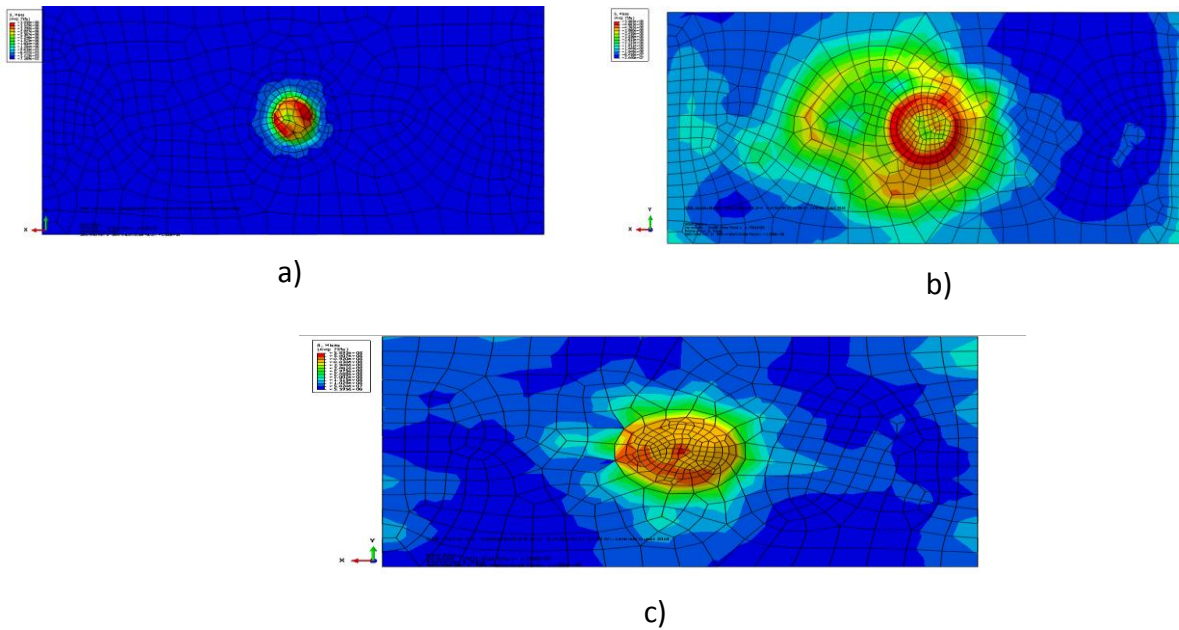


Fig. 3-14. Différents rayon de l'impacteur a) 6mm, b) 12mm, c) 18mm

La figure 3-15, présente les variations de la force de contact en fonction du temps d'impact pour des rayons (6mm, 12mm, 18mm). Il est à remarquer que les trois courbes sont plus ou moins identiques, et l'augmentation du rayon de l'impacteur provoque une augmentation de la force de contact. Expliquer par l'augmentation du poids de l'impacteur et la surface de contact entre l'impacteur et la plaque.

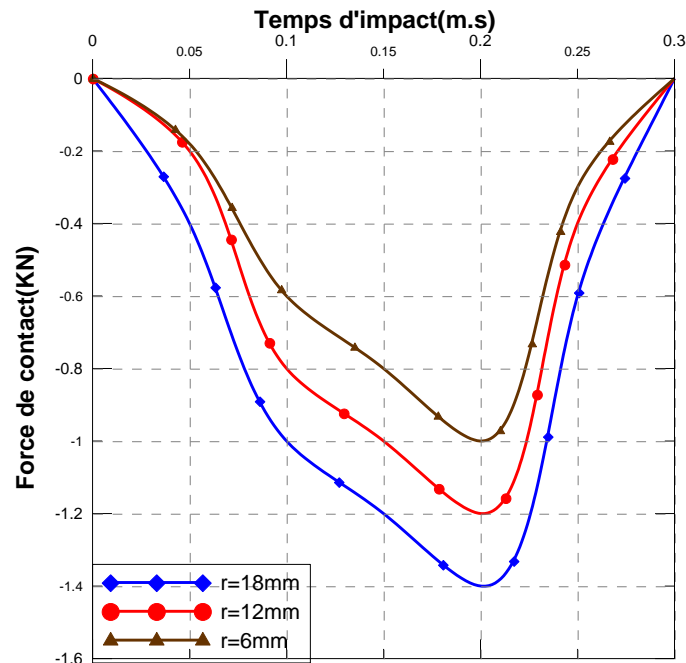


Fig. 3-15. Variation de la force en fonction du temps d'impact pour différents rayons de l'impacteur.

III.3.2.4 Effet du rayon de l'impacteur sur l'énergie de déformation

La figure 3-16 montre que les courbes sont similaires pour les deux rayons (12mm et 18mm), l'énergie maximale est atteinte pour les deux rayons sur un temps d'impact de 0.2ms. Dans l'intervalle de temps compris entre 0.3ms et 0.9ms, les allures des énergies sont constantes.

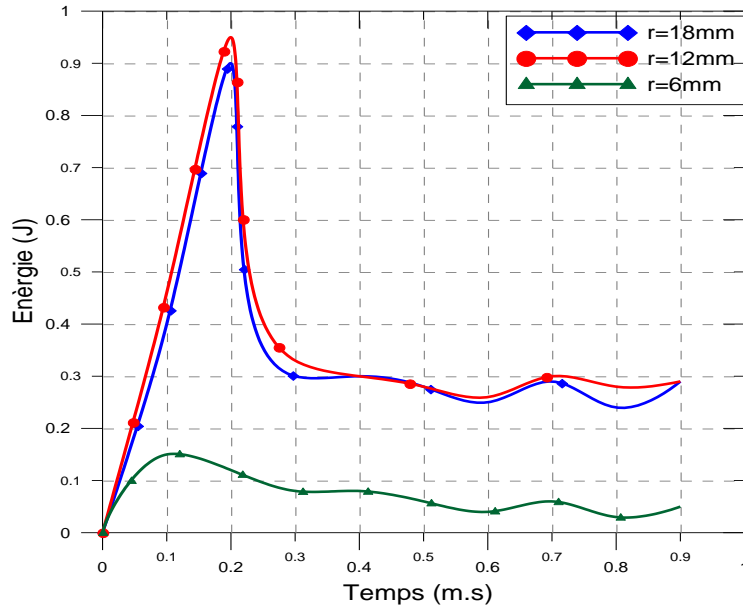


Fig. 3-16. Variation de l'énergie en fonction du temps d'impact pour différents rayons de l'impacteur.

III.3.2.5 Effet du stratifiée sur la force de contact

La séquence d'empilement a un effet considérable sur la résistance à l'impact dans les composites.

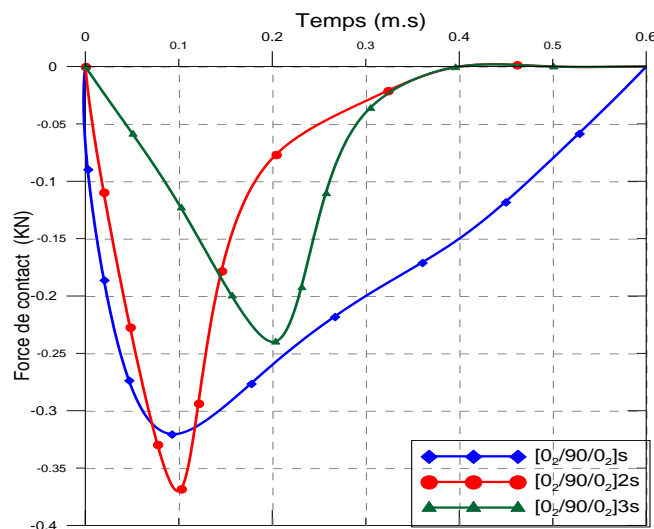


Fig. 3-17. Variation de la force de contact en fonction du temps d'impact pour différentes séquences d'empilement de la plaque.

Dans notre étude trois séquences d'empilement ont été choisies, telles que $[0_2/90/0_2]_s$, $[0_2/90/0_2]_{2s}$ et $[0_2/90/0_2]_{3s}$ pour une vitesse d'impact constante de 9m/s. L'impacteur utilisé est une sphère de rayon 6mm. D'après la figure 3. 17, on remarque que la séquence $[0_2/90/0_2]_{2s}$ fournit une valeur maximale de la force d'impact de 0.36KN pour un temps de 0.1ms, par contre la séquence $[0_2/90/0_2]_{3s}$, conduit une force minimale de l'ordre de 0.24KN durant 0.2ms. La réponse à l'impact pour cette séquence est double par rapport aux deux autres.

III.3.2.6 Effet de l'épaisseur du stratifié sur l'énergie interne de déformation

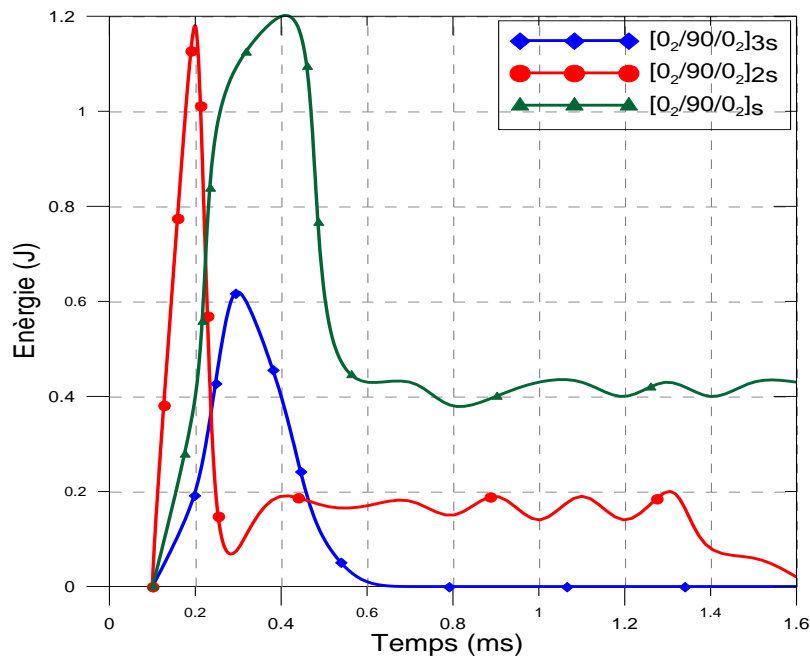


Fig. 3-18. Variation de l'énergie en fonction du temps d'impact pour différentes séquences d'empilement de la plaque.

Pour le cas de l'énergie de déformation interne, d'après la figure 3-18, la séquence $[0_2/90/0_2]_{3s}$ donne une valeur minimale de l'énergie (0.7J) pour un temps de 0.3ms. Les deux autres empilements conduisent à des valeurs d'énergie plus ou moins similaires de l'ordre de 1.2J mais pour des temps de contact différents (0.4ms pour $[0_2/90/0_2]_s$ et 0.2ms pour $[0_2/90/0_2]_{2s}$).

Chapitre 04

Etude du comportement mécanique des coques en composite

IV.1 Loi de contact

Une prédiction précise de la force de contact à l'impact est essentielle pour caractériser la déformation et la défaillance d'une coque en composite. Dans ce travail, la capacité d'analyse de contact fournie par ABAQUS a été choisie pour effectuer l'analyse de contact entre l'élément impacteur et l'enveloppe de la coque en composite. Une procédure d'option de contact générale a été utilisée pour effectuer l'analyse de contact. Décrire les phénomènes d'impact entre un impacteur et une coque, la zone de contact et la force de contact doivent être déterminées pour chaque pas de temps, le système d'équations est indéterminé, ce qui rend difficile la résolution du problème d'impact. La loi force/indentation joue un rôle dans l'élimination de l'indétermination. La loi de contact de hertz prend en compte l'indentation locale qui peut généralement être appliquée à des problèmes d'impact quasi statiques entre deux corps isotropes pour obtenir la force d'impact [74]. Cependant, il est connu que des lois de contact semi-empiriques existent dans le cas de l'impact d'une sphère isotrope sur des structures composites. Sun et al. [75,76] ont proposé la loi de contact Hertzienne modifiée sur la base des résultats des expériences de chargement-déchargement. La loi de contact hertzienne modifiée pour l'impact d'une sphère sur une coque en composite cylindrique est la suivante.

Étape de chargement:

$$f = k\alpha^{1.5} \tag{42}$$

Où

$$k = \frac{4}{3} \frac{1}{(1-\nu_i^2)/E_i + 1/E_{2t}} \sqrt{\frac{1}{1/R_i + 1/2R_t}}$$

Étape de déchargement:

$$f = f_m \left(\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right)^{2.5} \tag{43}$$

Où

$$\alpha_0 = \begin{cases} f_m \left[1 - \left(\frac{\alpha_{cr}}{\alpha_m} \right)^{2.5} \right] & \alpha_m \geq \alpha_{cr} \\ 0 & \alpha_m < \alpha_{cr} \end{cases}$$

VI.1.1 Procédure de solution

L'indentation à l'instant $t + \Delta t$ est définie comme :

$$\alpha^{t+\Delta t} = w_i^{t+\Delta t} - w_c^{t+\Delta t} \quad (44)$$

où le déplacement de l'impacteur, $w_i^{t+\Delta t}$ est obtenu en supposant que la force agissant sur l'impacteur varie linéairement pendant l'intervalle de temps (figure 4.1), $[t, t + \Delta t]$ et $w_c^{t+\Delta t}$ est le déplacement de la coque au point impacté. La loi de contact de Hertz modifiée se traduit par les équations suivantes [77]

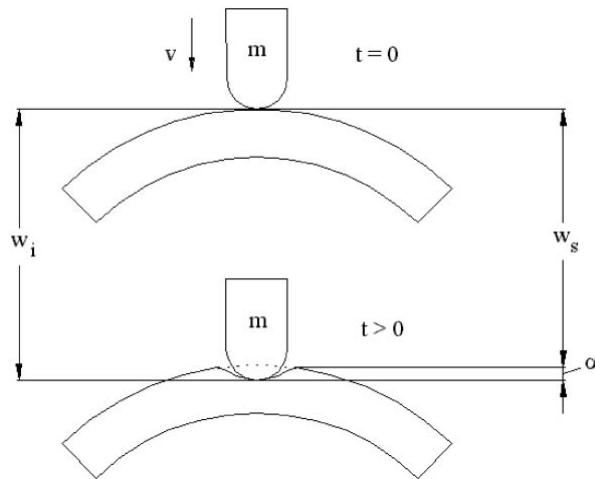


Fig. 4.1 Indentation entre l'impacteur et une coque [74]

Étape de déchargement:

$$f^{t+\Delta t} = \frac{f_m}{(\alpha_m - \alpha_0)^{2.5}} \left[w_i^t + v_i^t \Delta t - \frac{f^t}{3m} \Delta t^2 - \delta_H - \left(\delta_P + \frac{\Delta t^2}{6m} \right) f^{t+\Delta t} - \alpha_0 \right]^{2.5} \quad (45)$$

Où v_i et m sont respectivement. La vitesse et la masse de l'impacteur, δ_H et δ_P sont les déplacements de la coque au point impacté en raison de la force effective. La méthode de Newton-Raphson est utilisée pour résoudre l'équation (45) à chaque pas de temps [75].

IV. 2 Considérations de défaillance

L'impact sur les structures composites induit des dommages. Comme indiqué précédemment, le dommage se manifeste sous la forme de rupture de fibre, de fissuration de la matrice et de délamination. La fissuration et la délamination de la matrice sont les principales caractéristiques de l'impact à faible vitesse, tandis que la rupture de la fibre est celle de l'impact à grande vitesse. La fissuration matricielle se produit verticalement ou obliquement dans les couches. La délamination se produit entre les couches avec différentes orientations de fibres et se propage dans la direction des fibres de la couche inférieure. L'initiation et la propagation des fissures et du délaminage de la matrice sont très compliquées. Dans ce travail, sous les hypothèses suivantes, la fissuration et la délamination de la matrice sont considérées au sens macroscopique.

1. Le mode initial d'endommagement induit par impact est la fissuration intramatricielle.
2. La délamination commence à partir de ces fissures de la matrice et se propage le long des interfaces des couches avec des orientations de fibres différentes.

Les hypothèses ci-dessus ont été vérifiées par Choi et Chang [78] sur la base expérimentale et résultats numériques de l'impact de chargement. À partir de ceux-ci, les dommages causés par les impacts sont identifiés en deux étapes. Tout d'abord, un critère de fissuration de la matrice est appliqué aux points des couches pour trouver les emplacements des fissures de la matrice lors de l'impact. Ensuite, si la fissure initiale de la matrice se produit dans une couche, un critère de délamination est appliqué aux points des interfaces supérieure et inférieure pour déterminer si une délamination se produit. Ces deux étapes sont appliquées de manière itérative lors de l'impact pour trouver la zone totale délaminée. Les critères de défaillance utilisés sont le critère de Hashin [22] pour la fissuration de la matrice et le critère semi empirique pour la délamination comme suit.

IV. 2.1 Critère de Hashin, mode de traction:

$$\left(\frac{\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3}{Y_T}\right)^2 + \frac{\bar{\sigma}_4^2 - \bar{\sigma}_2\bar{\sigma}_3}{S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_5^2 + \bar{\sigma}_6^2}{S_L^2} = e_M^2 \quad (46)$$

IV.2.2 Mode de compression:

$$\frac{1}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] (\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3) + \frac{(\bar{\sigma}_2 + \bar{\sigma}_3)^2}{4S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_4^2 - \bar{\sigma}_2\bar{\sigma}_3}{S_T^2} + \frac{\bar{\sigma}_5^2 + \bar{\sigma}_6^2}{S_L^2} = e_M^2 \quad (47)$$

Lorsque la valeurs de e_M dépasse l'unité en un point, ces critères indiquent que la fissuration ou le délaminage de la matrice se produit à ce stade.

IV.3 Réponse d'impact

La modélisation de l'impact à basse vitesse est réalisée à l'aide d'un impacteur hémisphérique à tête sphérique de 12,7 mm de diamètre. Le cylindre a une longueur de 317 mm, un diamètre interne de 150 mm et une épaisseur de 2 mm, comme indiqué sur la figure 4.2. , la séquence d'empilement $[0/90/90/0]_2$ pour analyser les effets de la vitesse d'impact, de la courbure et de la séquence d'empilement de la cible sur la réponse à l'impact des coques en composites.

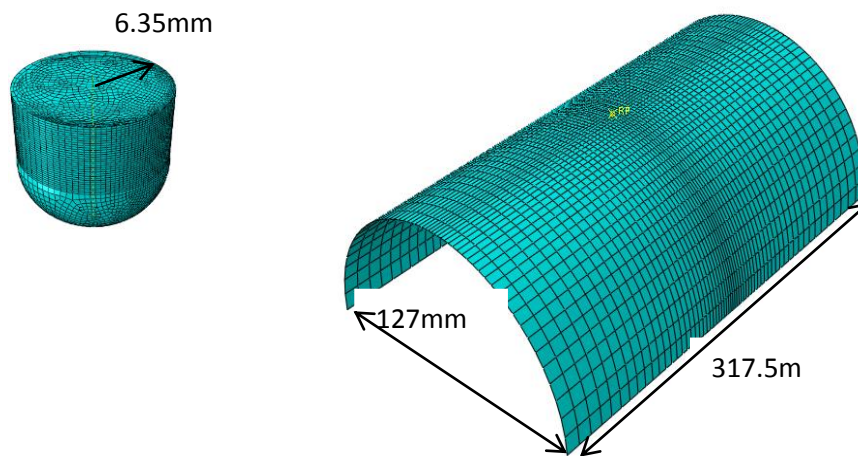


Fig . 4. 2. Géométrie de la coque et de l'impacteur.

Les caractéristiques mécaniques de la coque et de l'impacteur sont indiquées dans les tableaux 4.1- 4.2 [79].

Tableau 4.1 - Propriétés mécaniques de la coque et de l'impacteur [79]

	Symbol (unit)	E (GPa)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	ν_{12}	ρ (Kg / m ³)
Coque	value		165.5	10.3	5.5	3.24	0.32	1600
Impacteur	value	207					0.3	8290

Tableau4. 2. Valeurs de contrainte pour le graphite/époxyde [79].

Symbole (unit)	S_1^t (GPa)	S_1^c (GPa)	S_2^t (GPa)	S_{12} (GPa)	S_2^c (GPa)	S_{23} (GPa)
Valeur	2.55	1.5	0.04	0.12	0.14	0.07

Dans ce travail, le processus de discrétisation est effectué en subdivisant la coque en éléments finis distincts. Pour obtenir des résultats plus précis, une grille fine a été appliquée dans les régions situées près du centre d'impact (c'est-à-dire une région à forte déformation), tandis que des tailles de grille de plus en plus grandes ont été utilisées loin de la zone d'impact. Lors du choix du type de maillage et le temps de calcul ont été pris en compte. L'analyse de différentes échelles de maillage était nécessaire pour décider quelle serait la densité de maillage appropriée jusqu'à ce que deux maillages donnent presque les mêmes résultats, puis le maillage est considéré comme adéquat et utilisé dans l'analyse. Le matériau actuel de la coque est du type élastique orthotrope, il est donc recommandé de placer un élément de coque en quadrilatère à quatre nœuds. La section est maillée avec 18144 éléments et 19708 nœuds. Ces types d'éléments sont utilisés dans des analyses dynamiques explicites et disposent de capacités de flexion et de membrane permettant des charges à la fois normales et dans le plan. L'impacteur en acier massif est modélisé à l'aide de 6485 éléments. L'impacteur est modélisé comme un matériau rigide.

IV.3.1 Effet de la vitesse sur la force d'impact

Une étude paramétrique a été effectuée afin de mettre en valeur l'effet de la vitesse d'impact sur le comportement de la coque. La simulation de quatre valeurs de vitesses ont été prises en considération (3, 6, 9 et 12 m/s). La figure 4.3 montre l'évolution de la force de contact en fonction du temps. Dans l'intervalle de temps des trois premières m.s de l'impact avant le début des dommages. Les analyses fournissent approximativement

les mêmes fréquences et les amplitudes pic à pic. Au-delà du délai d'initiation des dommages, l'augmentation de la vitesse influe des forces d'impact. Pour la même figure on remarque que la force varie d'une manière non linéaire. Pour une vitesse d'impact de l'ordre de 12m/s, la force d'impact atteint une valeur de l'ordre de 1.2kN pour un temps d'impact de 1.8ms. Pour le même temps d'impact (1.8ms), la force d'impact maximale est de 1.1kN pour la vitesse de 9m/s pour les deux autres vitesses 6 m/s et 3 m/s la force d'impact atteint 1 kN.

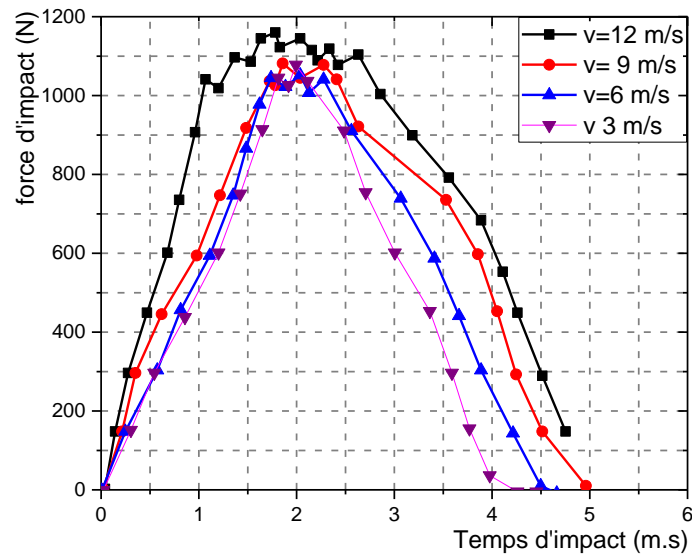


Fig. 4.3. Effet de la vitesse d'impact sur la force de contact.

IV.3.2 Effet de la vitesse sur de déplacement

En ce qui concerne le déplacement sous l'effet de l'impacteur, on remarque sur la figure 4.4 que pour les vitesses 3m/s et 6m/s le déplacement atteint la valeur minimale de 0.25 mm contrairement aux deux autres vitesses, le déplacement augmente avec l'augmentation de la vitesse.

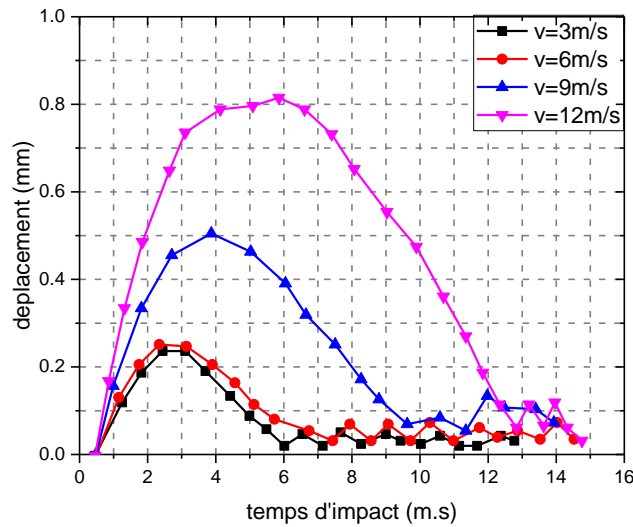


Fig. 4.4. Effet de la vitesse d'impact sur le déplacement.

IV.4.3 Influence des séquences d'empilement sur la force de contact

L'influence des séquences d'empilement sur le comportement de la coque est présentée sur la figure pour une vitesse d'impact de 3 m/s. La figure 4 .5 montre clairement l'effet de la séquence d'empilement sur la réponse à l'impact. Pour notre plaque, les réponses aux impacts des deux séquences $[0_2/90_2/90_2/0_2]$ et $[90_2/ 0_2/ 0_2/ 90_2]$ sont exactement les mêmes puisqu'elles deviennent équivalentes par une rotation de 90 autour de l'axe 2. L'augmentation de la force maximale d'impact du matériau $[45_2/-45_2/-45_2/45_2]$ devient supérieure à celle du matériau de séquences $[90_2/0_2/0_2/90_2]$ et $[30_2/60_2/60_2/30_2]$ avec l'augmentation du temps d'impact.

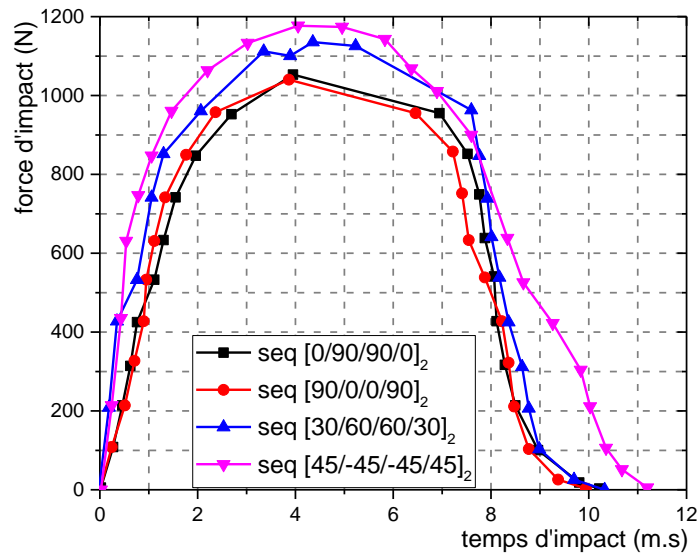


Figure 4.5. Effet des séquences d'empilement sur la force de contact.

IV.3.4 Influence des séquences d'empilement sur le déplacement

La figure 4.6 montre l'effet des séquences d'empilement sur le déplacement.

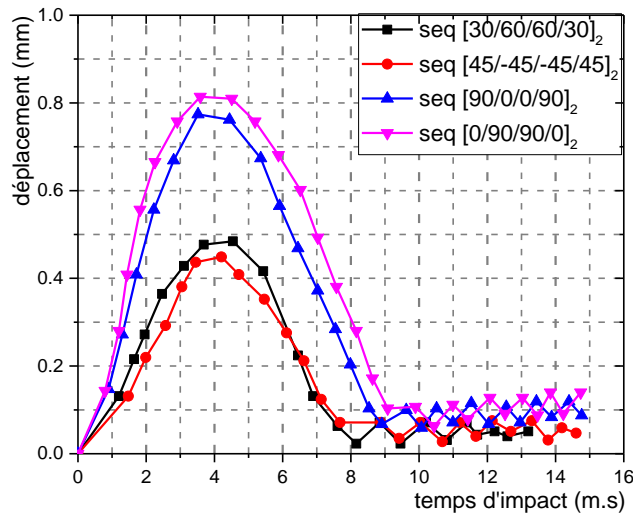


Fig 4.6. Effet des séquences d'empilement sur la force de contact.

On constate sur cette figure que les séquences de [0/90/90/0]₂ et [90/0/0/90]₂ présentent presque les mêmes déplacements maximaux. On peut déduire que les séquences [45/-45/-45/45]₂ et [30/60/60/30]₂ présentent des déplacements moins importants.

IV.3.5 Effet du rayon de courbure sur la force de contact

Afin d'observer l'influence du rayon de courbure sur les résultats des de la force de contact trois rayons ont été choisis : 10 cm, 20cm, 30cm.

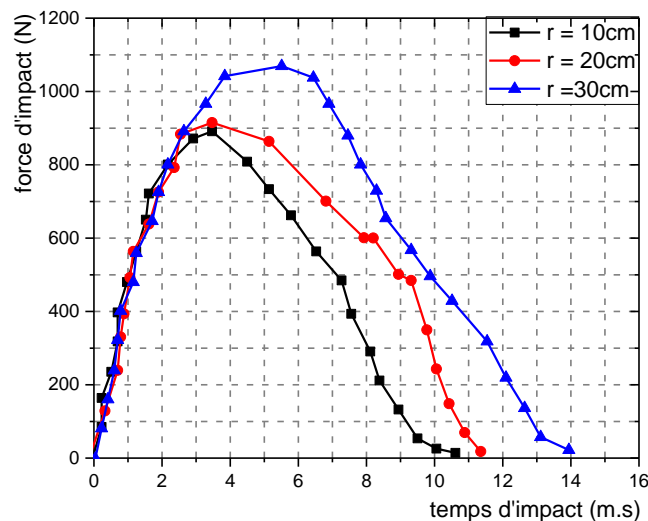


Fig. 4.7 effet du rayon de courbure sur la force de contact

La figure 4.7 montre une comparaison de la force de contact entre ces différentes valeurs des rayons en fonction du temps d'impact. Il est remarqué qu'au fur et à mesure la courbure augmente, la force de contact maximale devient plus importante et la durée de l'impact plus longue.

IV.3.6 Effet du rayon de courbure sur le déplacement

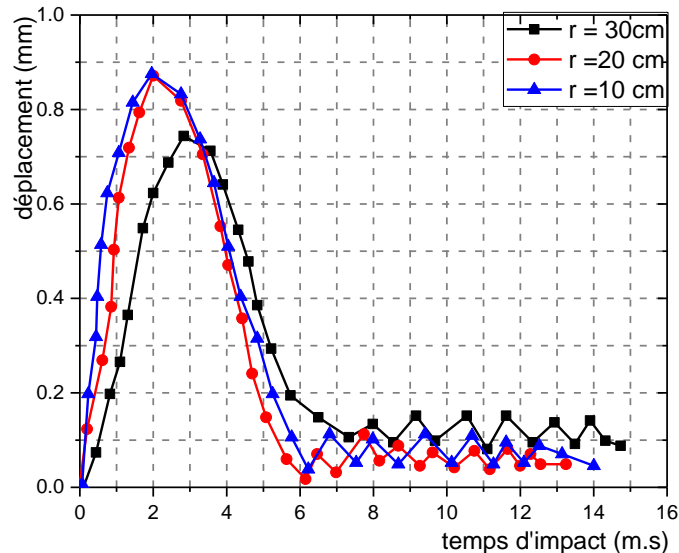


Fig. 4.8. Effet du rayon de courbure sur le déplacement.

La figure 4.8, illustre l'effet du rayon de courbure sur les déplacements pour les trois rayons de la coque, l'allure des courbes varient presque de la même façon pour un temps d'impact de 14ms pour atteindre une valeur maximale de 0.9mm pour les deux grands rayons. À partir de ces résultats, on peut dire que les panneaux de rayon de courbure plus petit présentent un comportement plus rigide que celui de rayon plus grand.

IV.4 Evolution de l'endommagement sous l'effet du nombre de plis

IV.4.1 Modèle géométrique

L'analyse par la méthode numérique à l'aide du code commercial des éléments finis ABAQUS V.6.14 a été utilisée pour évaluer l'évolution de l'endommagement des fibres et de la matrice sous l'effet de la vitesse de l'impacteur des coques en composites de dimensions 250 mm de long avec 50 mm de rayon, en utilisant un impacteur hémisphérique en acier de 12 mm de diamètre, 66 mm de hauteur et de 0.6 kg de masse comme le montre la Figure 4.9 l'épaisseur du pli est de 0.25mm. La séquence

d'empilement utilisée dans ce cas est $[0_3/90_4/0_3]$. Les fibres sont faites en carbone et elles sont censées être continues.

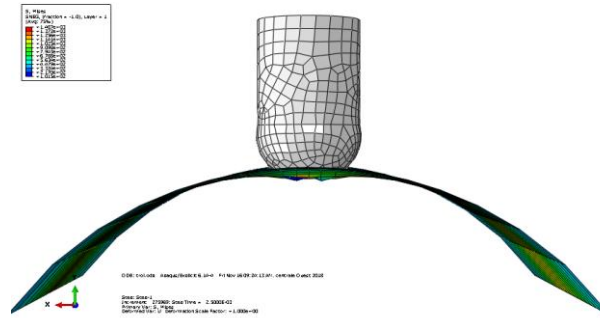


Fig. 4. 9. Modélisation des éléments finis.

Nous avons utilisé des éléments de Shell avec l'intégration S4R avec la formulation de Mindlin et les éléments, C3D8R, dans des cas d'impact disponibles dans la bibliothèque ont été employés. L'impacteur est un cylindre en acier ordinaire de rayon 6.5 mm et de hauteur 20mm. Les caractéristiques mécaniques de la coque et du projectile sont indiquées dans les tableaux 4.3 et 4. 4 [80].

Table 4.3. Propriétés des éléments du modèle [80]

	Symbole (unité)	E (GPa)	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	E_{23} (GPa)	ν_{12}	ρ (Kg / m ³)
Coque	valeur		156	9.09	6.96	9.09	0.228	1540
Impacteur	valeur	207					0.3	7850

Table 4. 4. Valeurs des contraintes [80].

Symbole (unité)	X_T (MPa)	X_C (MPa)	Y_T^0 (MPa)	Y_C (MPa)	S^0 (MPa)
valeur	1520	1590	45	252	105

IV.4.2 Résultats et discussion

IV.4.2.1 Effet de la vitesse d'impact sur l'évolution de l'endommagement

Afin d'évaluer l'effet de la vitesse de l'impacteur sur la prédiction et l'évolution de l'endommagement sous l'effet de la vitesse, quatre différentes valeurs (5m/s, 8m/s, 10m/s et 12m/s) ont été considérées avec un rayon d'impacteur cylindrique de 6mm.

La figure 4.10 présente l'évolution de l'endommagement dans les plis en fonction du temps d'impact pour la vitesse de 5m/s et indique que la fissuration de la matrice commence environ ($t = 0.0004$ sec) dans les couches 1, 2, 9 et 10 suivis des dommages semblables dans les couches 3 et 4 tandis qu'aucune fissure n'est détectée sur les couches 5, 6,7 et 8. C'est principalement dû au fait que la contrainte de flexion est plus proche du centre de la cible. La fissuration de la matrice dans les couches (9 et 10) est provoquée par compression tandis que la contrainte de tension produit des fissures dans des couches inférieures (1 et 2). La délamination commence en même temps avec la fissuration matricielle. Le début de rupture de fibre s'est produit sur la couche externe (10) à $t=3.2$ à 4.5 m.s. Ceci est probablement provoqué par des efforts élevés de compression.

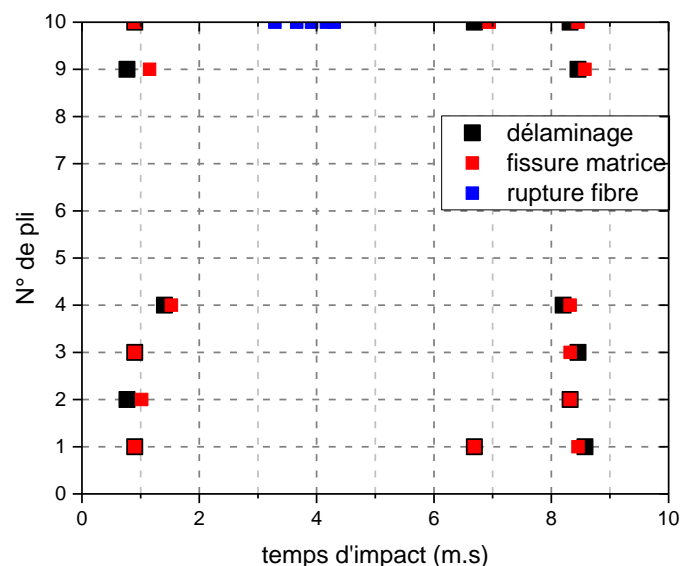


Fig. 4.10. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 5m/s.

La figure 4. 11 indique que pour une vitesse de 8m/s, la fissuration de la matrice commence environ ($t=1.3$ m.sec) sur les couches 1 et 9, suivies des dommages semblables sur les couches 2, 4, 8 et 10 tandis qu'aucune fissuration ne se produisait sur

les couches 3, 6 et 7. A fur et à mesure que le temps d'impact augmente ($t = 11.2$ m.s) la fissuration de la matrice se propage sur les couches 1, 4, 8, 9 et 10. Le déclenchement de rupture de fibre s'est produit plus tard entre $t = 4$ et 5.2 sec sur les couches intérieures et entre $t=3.5$ et 5.4 m. sec sur les couches externes.

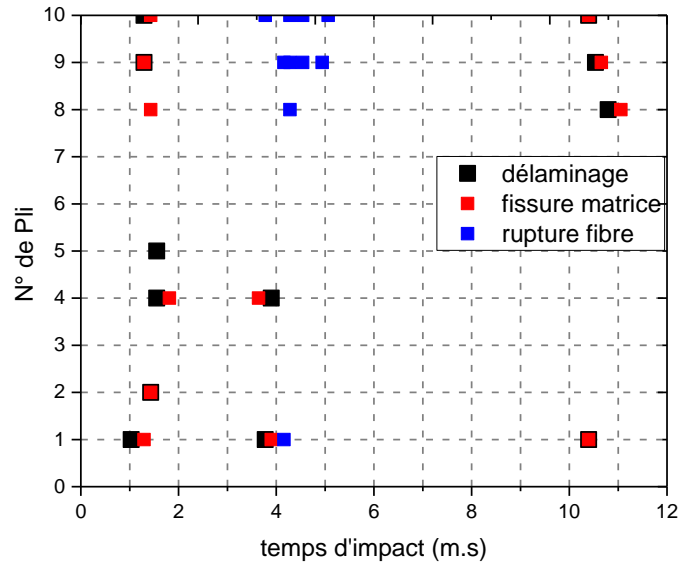


Fig. 4. 11. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 8m/s.

La figure 4.12 indique que, pour une vitesse d'impact plus élevée de 10 m/s, la fissuration de la matrice commence environ ($t = 0.0006$ sec) sur les couches 1,7 et 9, suivies des dommages semblables sur les couches 2, 6, 8 et 10 tandis qu'aucune fissuration ne se produisait sur les couches 3, 4 et 5. Plus le temps d'impact augmente ($t = 0.0011$ sec), plus la fissuration de matrice se propage sur les couches 1, 2, 8, 9 et 10. La délamination commence en même temps avec la fissuration matricielle. Le déclenchement de rupture de fibre s'est produit plus tard entre $t = 0.0022$ et 0.0035 sec sur les couches internes et externes.

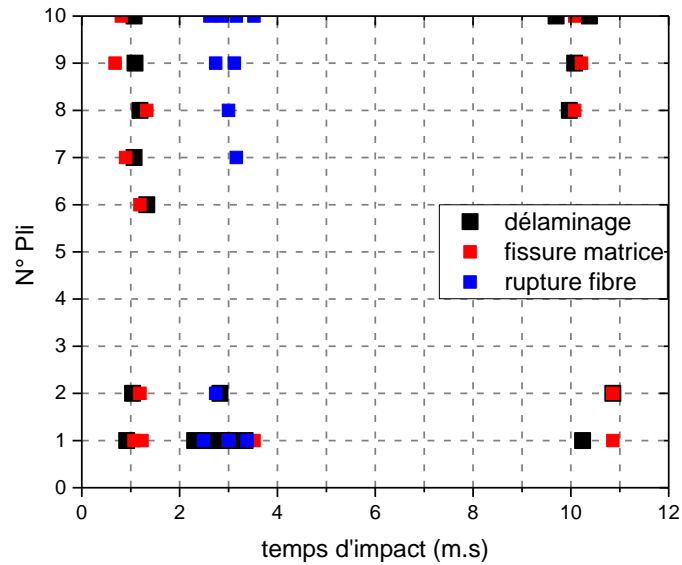


Fig. 4.12. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 10m/s.

D'après les courbes de La figure 4.13, la fissuration de matrice commencée environ $t = 0.0006$ sec sur les couches 8, 9 et 10, suivie des dommages semblables sur les couches 2, 3, 4, 5, 6 et 7. Le déclenchement de rupture de fibre s'est produit plus tard entre $t = 0.0025$ et 0.0038 sec sur les couches intérieures et externes. La sévérité de l'échec de fibre a augmenté graduellement vers les couches intérieures et externes du stratifié. Il faut mentionner que l'impacteur a pu pénétrer la coque.

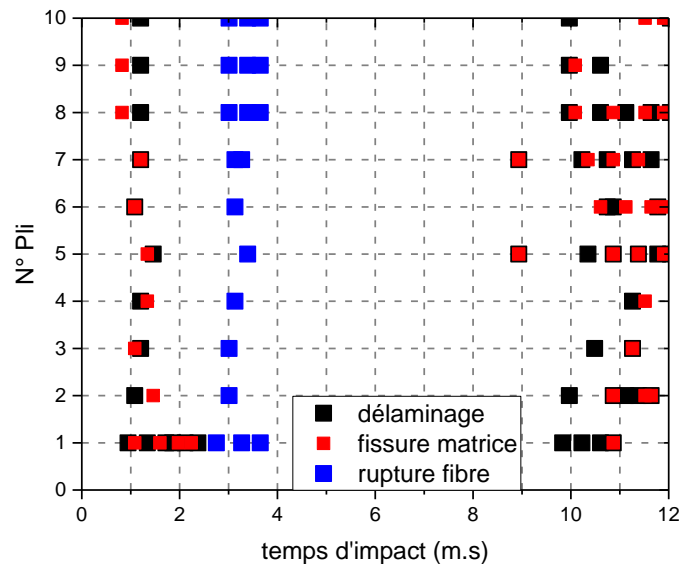


Fig. 4.13. Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 12m/s.

IV. 4. 3 Prédiction de l'endommagement des plis de la structure sous l'effet de l'épaisseur.

Pour étudier l'effet de l'épaisseur des plis sur l'endommagement de la structure, deux différentes valeurs d'épaisseurs sont considérées (0.25mm, 0.375mm)

La figure 4.14 montre que, pour l'épaisseur 0.25 mm, la fissuration de la matrice commence environ $t = 0.8$ m.s sur la couche 1, suivi des dommages semblables sur les couches 2, 3, 6, 9 et 10 tandis qu'aucune fissuration n'est remarquée sur les couches 4, 7 et 8. Le déclenchement de rupture de fibre s'est produit plus tard entre $t=0.0035$ sec sur le couche externe (10). La progression de rupture de fibre augmente graduellement vers les couches internes (9) du stratifié.

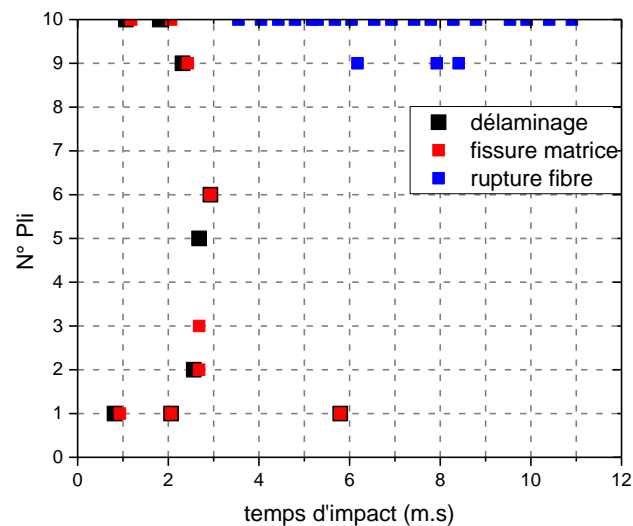


Fig. 4. 14. Evolution de l'endommagement dans les plis pour l'épaisseur 0.25mm.

La figure 4. 15 montre que, pour la valeur 0.375 m, la fissuration de la matrice commence environ $t=0.0001$ sec sur les couches 1, 2, et 9, suivie des dommages semblables sur la couche 6 tandis qu'aucune fissuration ne se produisait sur les couches 3, 4 et 7. Le déclenchement de rupture de fibre s'est produit plus tard entre $t=0.0045$ et 0.011 sec sur la couche intérieure et entre $t=0.0022$ et 0.0055 sec sur les couches externes.

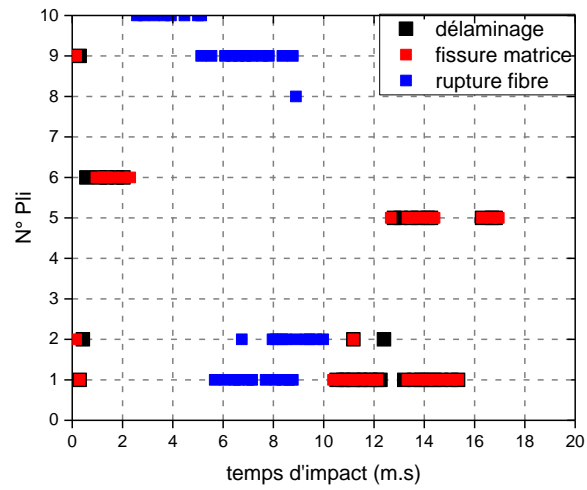


Fig. 4. 15. Evolution de l'endommagement dans les plis pour l'épaisseur 0.375mm.

Chapitre 05

Etude du comportement mécanique des coques sandwichs en composite

V.1 Introduction

En raison de leur propriétés favorables ; grande rigidité, forte résistance à la rupture et faible poids par unité de surface, les structures sandwichs en matériaux composites représentent aujourd'hui un rôle important dans l'industrie. Les matériaux sandwichs sont depuis leurs devenus de plus en plus populaires. Dans les structures navales en service, les objets flottants où l'impact de vagues risquent des dommages qui peuvent affecter l'utilisation ultérieure de structures sandwichs, le dommage interne induit peut devenir dangereux et diminue la résistance de la structure. L'effet de l'impact à vitesse est donc un danger pour la sécurité de structures en composites. Pour étudier l'apparition d'un endommagement global, une modélisation de la réponse dynamique de la structure complète s'avère nécessaire. Elle s'effectue sur la structure en comportement élastique linéaire, tout en tenant compte pour le bilan énergétique de l'écrasement sous l'impacteur. Pour obtenir la force de contact due à l'impacteur appliqué à la structure, il est nécessaire d'utiliser la loi d'indentation de Hertz décrivant les effets locaux du choc.

Parmi les matériaux composites les plus utilisés actuellement figurent les matériaux sandwichs constitués d'une âme, souvent épaisse et de faible densité volumique, enserrée entre deux peaux à la fois rigides et minces, les structures sandwichs ont été les premières structures en matériau composite à combiner légèreté et performance [81]. Du fait que l'on peut modifier la nature des matériaux constitutifs d'âme et de la peau (densité, propriétés mécaniques, physiques et chimiques), il est possible de concevoir des structures adaptées aux applications bien définies. Toutefois, la sensibilité des structures sandwichs aux chocs à basse vitesse provoque beaucoup de préoccupations et diminue relativement leur champ d'applications. En effet, une structure aéronautique est exposée à des chocs de divers corps étranges, de taille, de forme et de rigidité variable. Ces chocs provoquent généralement des dommages locaux ayant des conséquences sérielles souvent graves sur les performances mécaniques des structures.

V.2 Présentation d'une structure sandwich

Généralement, on remarque deux types de matériaux composites structuraux :

les stratifiés et les sandwichs. La superposition de plusieurs monocouches dans la direction de l'épaisseur permet d'obtenir une structure composite stratifiée. Un choix

approprié de la séquence d'empilement ou autrement de l'orientation propre de chaque pli, attribue aux structures composites stratifiées certaines caractéristiques mécaniques spécifiques importantes. Autrement, l'idée d'introduire un matériau moins dense entre deux peaux en composites stratifiées, autrement dit la construction sandwich, a permis d'améliorer encore plus la rigidité en flexion des matériaux composites.

V.3 Les constituants d'un matériau sandwich

Une structure sandwich est constituée généralement de trois éléments ayant des propriétés différentes, mais complémentaires : les peaux, l'âme et l'adhésif. La figure 5.1 présente les différents composants constitutifs d'un matériau composite en construction sandwich.

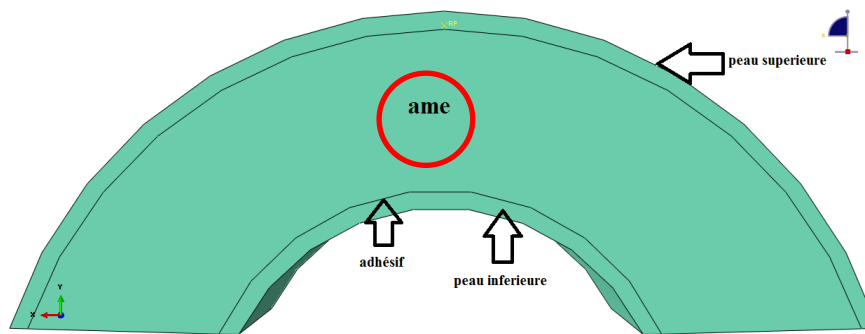


Fig. 5.1. Les différents constituants d'une structure sandwich.

Les peaux doivent résister aux moments de flexion. Elles peuvent être de plusieurs natures : en métal, en stratifié, en bois ou encore en plaque thermoplastique. Le choix de la nature de la peau est exécuté essentiellement en fonction des performances mécaniques exigées. Mais généralement, une rigidité élevée et une meilleure résistance à la compression et à la tension sont les principales qualités recherchées.

L'âme, l'élément central d'une structure sandwich, est généralement un matériau ayant de faibles caractéristiques mécaniques. Elle a pour rôle de résister aux contraintes de cisaillement engendrées suite au mouvement de glissement des peaux sous charge, et de maintenir leur écartement. En effet, si l'épaisseur des panneaux n'est pas maintenue constante, il en résulte une diminution des capacités des peaux externes à résister à la flexion [82]. L'âme est souvent épaisse et de faible masse volumique. L'épaisseur élevée

de l'âme a pour but d'accroître le moment d'inertie du panneau sans augmenter la masse volumique. Les types d'âmes les plus communs dans le secteur industriel sont : le bois de balsa, les nids d'abeilles et les mousses en polymères rigides. L'élément final, dont l'importance est jugée également cruciale, est le film adhésif. Ce film forme la liaison entre l'âme et les peaux. Cette liaison doit être continue, sans porosité et d'épaisseur constante. Par ailleurs, une capacité suffisante pour s'opposer à la déformation est nécessaire afin de transmettre des sollicitations mécaniques. Mais, aussi elle doit être suffisamment élastique pour absorber et atténuer les impacts [83].

V. 4 Comportement à l'impact des structures sandwichs

Les structures sandwichs prennent une place importante dans différents domaines. En effet, une grande résistance par rapport au poids, une résistance excellente à la fatigue et à la corrosion, ainsi qu'une simplicité de mise en forme, font de ce matériau une situation attirante pour remplacer les matériaux métalliques dans diverses applications. Toutefois, l'absence de données concernant leur comportement à l'impact soulève quelques problèmes chez les constructeurs d'aéronefs. En effet, les structures aéronautiques sont sujet d'être exposées à de nombreux impacts accidentels lors de leur phase de fabrication, en service et voire lors la phase de la maintenance [84]. La connaissance du comportement à l'impact à basse vitesse des structures sandwich s'avère donc nécessaire pour la conception des pièces plus tolérantes aux dommages.

V. 5 Mécanismes d'endommagement sous impact des structures sandwichs

Nettles et Hodge [85] ont réalisé certains tests d'impact à basse vitesse sur des plaques et des poutres en composites sandwichs avec une âme en nid d'abeille verre/phénolique séparant deux semelles composites époxyde/fibre de carbone. Cinq modes d'endommagement ont été identifiées :

- 1) Flambage localisé de l'âme,
- 2) Délamination dans la peau impactée,
- 3) Fissuration de l'âme,

4) Fissuration de la matrice,

5) Rupture de fibres.

V.5.1 Influence de la peau

Les paramètres propres à la peau, qui ont une influence déterminante sur le comportement à l'impact des structures sandwichs sont généralement : l'épaisseur, la nature du matériau, et dans le cas des peaux composites stratifiées, la séquence d'empilement.

V.5.2 Influence de l'âme

Comme nous l'avons mentionné précédemment, la fonction de l'âme est d'une haute importance dans un sandwich. Généralement, les paramètres propres à l'âme qui peuvent avoir une influence sur le comportement à l'impact d'une construction sandwich sont : l'épaisseur, la densité, le type de l'âme (en mousse ou en nid d'abeille) et finalement la nature du matériau constituant l'âme.

V.6 Modèle dynamique

De nombreux auteurs se sont déjà intéressés à l'étude du comportement dynamique de panneaux soumis à l'impact. On peut citer parmi d'autres, Timoshenko [86] qui a étudié en détail le problème du choc pour des matériaux isotropes. Pour des matériaux composites, Shen et Sun [87] utilisent la théorie des plaques de Mindlin et la prise en considération des grandes déformations pour traiter le problème de contact par la méthode des éléments finis. Une approche dynamique assez simple a été utilisée, basée sur une méthode d'accélération.

V.6.1 Equation de mouvement

Whitney et Pagano [88] ont étudiés le cas d'une plaque sandwich à peaux symétriques orthotropes simplement appuyée et soumise à un impact utilisant la théorie des plaques multicouches développée par les hypothèses fondamentales de la théorie des plaques sandwichs qui sont :

- La plaque est constituée d'un empilement de couches parallèles et minces d'épaisseur constante;

- Chaque couche a un comportement linéaire et est en état de contraintes planes ;
- Les déplacements et les déformations sont faibles.

D'après la formule de la théorie de Whitney [88]:

$$\begin{aligned} u_\beta &= u_\beta^0 + z\varphi_\beta \quad (\beta=1,2) \\ u_3 &= \omega(x, y, t) \end{aligned} \quad (50)$$

Avec u_β^0 , ω et φ_β représentent respectivement le déplacement en membrane du plan moyen, le déplacement transversal à la structure et les rotations de la normale au plan moyen. La loi fondamentale de comportement élastique linéaire et les relations du principe fondamental de la dynamique conduisent au système suivant :

$$h_a k_1 G_{13} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x} + \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right) + h_a k_1 G_{23} \left(\frac{\partial \varphi_y}{\partial y} + \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} \right) + p(x, y, t) = \rho_s \frac{\partial^2 \omega}{\partial t^2} \quad (51)$$

$$D_{11} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial x^2} + D_{66} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial y^2} + (D_{12} + D_{66}) \frac{\partial^2 \varphi_y}{\partial x \partial y} - h_a k_1 G_{13} \left(\varphi_x + \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) = I_{xy} \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial t^2} \quad (52)$$

$$D_{22} \frac{\partial^2 \varphi_y}{\partial y^2} + D_{66} \frac{\partial^2 \varphi_y}{\partial x^2} + (D_{12} + D_{66}) \frac{\partial^2 \varphi_x}{\partial x \partial y} - h_a k_1 G_{23} \left(\varphi_y + \frac{\partial \omega}{\partial y} \right) = I_{xy} \frac{\partial^2 \varphi_y}{\partial t^2} \quad (53)$$

où D_{ij} , G_{ij} sont respectivement les coefficients de flexion et de cisaillement ;

k_1 est un facteur de correction ;

h_a est l'épaisseur de l'âme ;

p : la charge transversale appliquée en son plan moyen et I_{xy} moment d'inertie ;

ρ_s : la masse volumique de la plaque, est donnée par :

$$\rho_s = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \rho \cdot dz = 2 \cdot h_p \rho_p + h_a \rho_a \quad (54)$$

où ρ_a et ρ_p sont respectivement la masse volumique de l'âme et des peaux et h_p est l'épaisseur des peaux.

V.6.2. Méthode des accélérations modales

La méthode des accélérations modales permet de trouver une réponse statiquement exacte au problème de choc. Pour cela, on considère que l'équation différentielle d'une structure non amortie soumise à un choc est :

$$M\ddot{U}(t) + K.U(t) = F(t) \quad (55)$$

En appliquant la décomposition modale tronquée aux seules forces d'inertie :

$$K.U(t) = F(t) - \sum_{k=1}^n \ddot{q}_k(t) \cdot M \cdot \phi_k \quad (56)$$

où les ϕ_k sont les vecteurs modaux associés aux pulsations ω_k , on obtient l'expression suivante pour les déplacements :

$$U(t) = K^{-1} \cdot F(t) - \sum_{k=1}^N q_k(t) \cdot \frac{\phi_k}{\omega_k^2} \quad (57)$$

Chaque déplacement modal q_k est une solution d'une équation différentielle à un degré de liberté :

$$\ddot{q}_k(t) + \omega_k^2 \cdot q_k(t) = \frac{1}{\mu_k} \phi_k^T \cdot F(t) \quad (58)$$

Où la masse modale $\mu_k = \phi_k^T \cdot M \cdot \phi_k$

La solution du système initialement au repos est :

$$q_k(t) = \frac{1}{\omega_k} \int_0^t F(\tau) \cdot \sin[\omega_k(t - \tau)] \cdot d\tau \quad (59)$$

En combinant les deux relations (48) et (59), il vient :

$$\ddot{q}(t) = \frac{1}{\mu_k} \phi_k^T \left(F(t) - \omega_k \int_0^t F(\tau) \cdot \sin[\omega_k(t - \tau)] \cdot d\tau \right) \quad (60)$$

Puis, en reportant l'expression (59) dans (57), on obtient :

$$U(t) = \sum_{k=1}^n \frac{\phi_k \phi_k^T}{\omega_k \mu_k} \int_0^t F(\tau) \cdot \sin[\omega_k(t - \tau)] \cdot d\tau + \sum_{k=1+n}^{\infty} \frac{\phi_k \phi_k^T}{\omega_k \mu_k} F(t) \quad (61)$$

La méthode des accélérations modales revient à compléter la réponse des déplacements modaux par les termes manquants dans le développement spectral de la réponse quasi-

statique. Elle permet d'améliorer la solution sans surcroît important de temps de calcul par rapport à la méthode de déplacements modaux, dans de nombreux cas de sollicitations.

V.6.3 Force de contact

Considérons deux corps qui vont se heurter, l'un élastique et l'autre rigide (figure 5.2) :

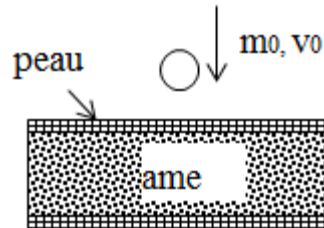


Fig. 5.2. Notations pour un impacteur sur une structure sandwich [81].

Dans le cadre de l'étude du comportement au choc d'une plaque sandwich, ce contact peut être modélisé par la loi de Hertz [77]. Cette loi de contact, sphère sur plan, est du type :

$$F = k_h (\alpha)^{3/2} \quad (62)$$

où F est la force de contact pendant le choc, k_h désigne le coefficient hertzien dépendant des propriétés élastiques des deux corps. Ce coefficient peut être déterminé expérimentalement par un essai de poinçonnement quasi-statique. La pénétration est donnée par :

$$\alpha(t) = s(t) - \omega(x_0, y_0, t) \quad t > 0 \quad (63)$$

où $\omega(x_0, y_0, t)$ représente le déplacement transversal de la structure au point d'impact et $s(t)$ est le déplacement transversal de l'impacteur donné par :

$$s(t) = v_0 t - \frac{1}{m_0} \int_0^t d\theta \int_0^\theta F(\tau) . d(\theta - \tau) \quad (64)$$

avec V_0 est la vitesse de l'impacteur avant le choc et m_0 la masse de l'impacteur. En reportant les expressions (61) et (62) dans (62), on obtient une équation intégrale non linéaire, soit :

$$\left(\frac{F}{k_h}\right)^{\frac{2}{3}} = v_0 t - \frac{1}{m_0} \int_0^t dt \int_0^t F(t-\tau) d\tau - \frac{1}{\rho_s} \sum_n^k \sum_m^k g^3_{nm} \frac{g^3_{nm}(x_0, y_0)}{\omega_{nm} \int_0^a \int_0^b (g^3_{nm})^2 dx dy} \int_0^t F(\tau) \sin[\omega_{nm}(t-\tau)] d\tau \quad (65)$$

$$- \sum_{n=k+1}^{\infty} \sum_{m=k+1}^{\infty} 4g^3_{nm} \frac{g^3_{nm}(x_0, y_0)}{ab\rho_s\omega_{nm}^2} F(t)$$

Cette équation intégrale non linéaire obtenue ne peut être résolue que par une méthode numérique. Le calcul de la force de contact fournit le déplacement transversal de la plaque par application de l'expression (61).

V.7 Analyse numérique du comportement des panneaux sandwichs

Dans les applications industrielles, les structures fonctionnelles tels que les structures composites sont susceptibles de subir des impacts de divers corps étrangers de taille, de forme et/ou de rigidité variables durant leurs différentes phases de vie. Ces types d'impact n'auraient pas les mêmes conséquences sur la performance des matériaux, en termes de résistance à l'impact et de tolérance aux dommages. Il est donc nécessaire et obligatoire d'analyser plus en profondeur le comportement des matériaux lors d'une sollicitation d'impact, afin de réaliser des structures plus résistantes aux dommages. En pratique, pour produire des dommages similaires, des chercheurs procéderont [89, 90, 91, 92] généralement à impacter des matériaux avec des impacteurs de différents paramètres. C'est donc dans ce contexte que nous nous sommes intéressés dans ce chapitre, à l'étude de l'influence du rayon et de la vitesse de l'impacteur sur la résistance à l'endommagement des panneaux sandwichs impactés en prenant en considération l'effet du nombre de plis de la peau et la densité de l'âme du panneau sandwich. Le matériau de la présente étude, est un panneau sandwich constitué d'une âme en mousse de forte densité volumique enserrée entre deux plis du stratifié en fibres de carbone/époxyde selon la séquence d'empilement [0/90/90/0/mousse]s . Les caractéristiques mécaniques du panneau sandwich sont reportées dans le tableau 6

Tab 5.1 caractéristiques mécaniques du panneau sandwich [81].

Propriétés Mécaniques	Densité (kg/m ³)	Module d'Young MPa	Module de cisaillement MPa	Coefficient de poisson ν_{12}	Epaisseur (mm)
peaux	1600	E1= E2=14000	G12 = 4000	0.25	2
âme	80	E=56	G = 20	0.4	20

V.7.1 Effet du rayon de l'impacteur

Une étude numérique d'impact de type basse vitesse a été réalisée avec trois impacteurs hémisphériques de diamètres différents (12,7 mm, 25.4 mm, 45.44 mm) et une vitesse d'impact de 2.5 m/s pour analyser le comportement du panneau sandwich.

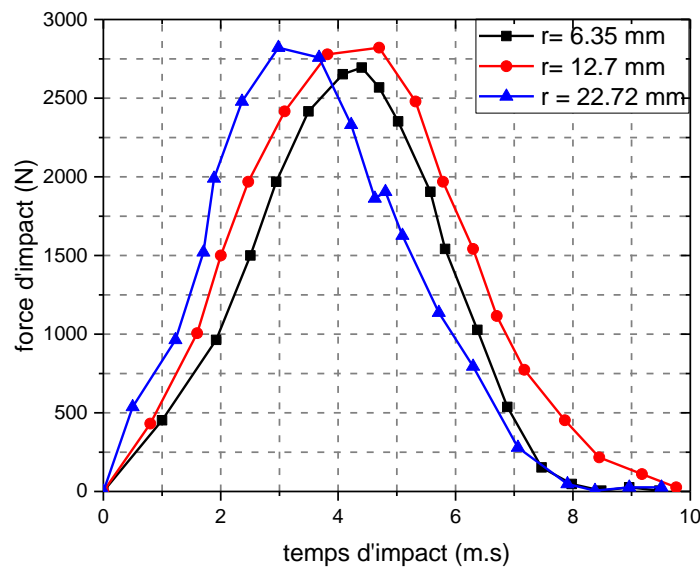


Fig. 5.3. Effet du diamètre de l'impacteur.

Les résultats de l'étude de l'impact relatifs à l'effet du diamètre de l'impacteur sont présentés dans la figure 5.3. Comme le montre cette figure, l'allure générale des courbes est semblable quelque soit le diamètre de l'impacteur utilisé. On remarque aussi que la dimension de l'impacteur a un effet remarquable sur le comportement des structures sandwichs composites soumises à l'impact. En effet, il est à constater que plus la surface de contact impacteur/coque est importante, plus la force d'impact est importante. Ceci est probablement dû à la distribution des pressions lors du contact entre l'impacteur et le panneau sandwich. À notre connaissance, il n'existe pas de modèle analytique destiné

à la modélisation de la réponse à l'impact des coques sandwichs. Ce travail numérique est donc un point de départ dans ce sens. Au premier signe d'endommagement des fibres, estimé sur la face impactée, une chute brusque de la force d'impact est remarquée (courbe correspondante au rayon d'impacteur 22.72 mm d'impact). Cette chute traduit principalement la diminution de la rigidité globale de la coque impactée. Cette modélisation révèle que pour un diamètre d'impacteur donné, plus on s'éloigne du premier point de contact est plus l'amplitude de la pression est réduite. En outre, l'amplitude maximale de la pression au centre d'impact est inversement proportionnelle au rayon de l'impacteur. Par conséquent, plus la taille de l'impacteur est grande, plus l'amplitude maximale de la pression sera faible tout en conduisant à la distribution de pression radiale faible. Ce qui fait que plus le diamètre d'impacteur est grand et plus la répartition de la pression sera "uniforme". Toutefois, plus la taille de l'impacteur à tendance à être réduite, plus la surface de contact est faible en menant à des contraintes concentrées au point d'impact. En conséquence, pour un poids d'impacteur donné, un impacteur de grand diamètre engendra localement moins de contraintes comparativement à un impacteur de plus faible diamètre, où les contraintes seront beaucoup plus concentrées et plus élevées

V.7.2 Effet de la vitesse de l'impacteur

Les calculs numériques ont été effectués en modélisant sur le même modèle précédant afin d'évaluer l'effet de la vitesse de l'impacteur sur l'évolution de la force de contact et le déplacement de la coque encastrée sur les deux cotés comme le montre la Figure 5.4.

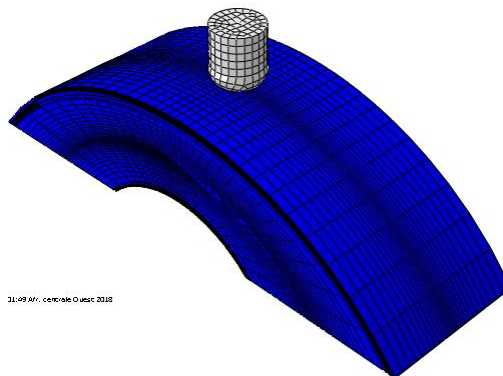


Fig. 5.4. Modélisation des éléments dans le sandwich.

Trois différentes vitesses (3m/s, 5m/s, 7m/s) ont été considérées avec un rayon d'impacteur 3mm. D'après les courbes de la Figure 5.5, on remarque que l'allure

générale des courbes d'évolution de la force de contact en fonction du temps d'impact est semblable pour les différentes vitesses de l'impacteur utilisées.

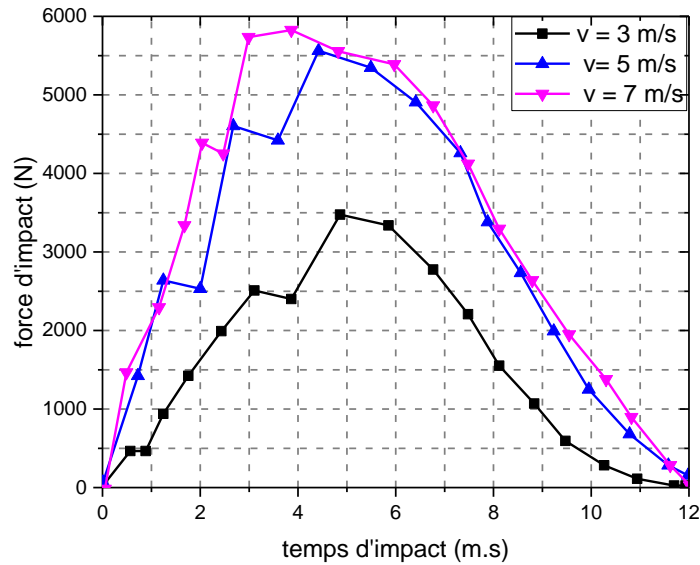


Fig. 5.5. Effet de la vitesse de l'impacteur.

En outre, la réponse à l'impact (courbe force-temps) montre la présence des pics prononcée de la charge indiquant la propagation des délaminages dans la peau extérieure de la coque. L'analyse des courbes de la figure indique que, pour ces faibles vitesses de l'impacteur les dommages sont généralement induits au niveau de la peau impactée (face supérieure), de l'âme et de l'interface âme/peau impactée. Toutefois, la peau inférieure demeure généralement intacte comme l'indique la Figure 5.6.

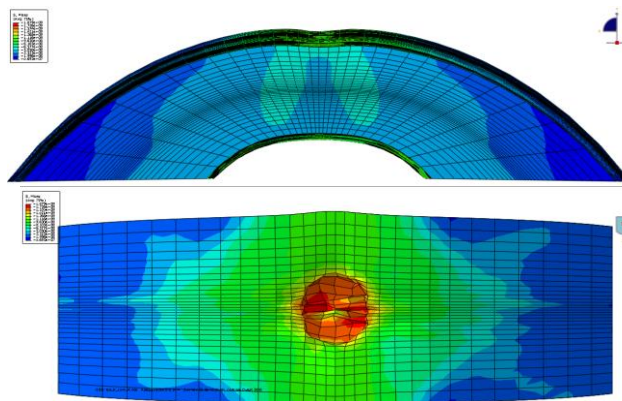


Fig. 5.6. Comportement de la coque sous chargement.

V.7.3 Effet du nombre de plis

Pour étudier l'effet du nombre de plis sur le comportement de la peau des structures sandwichs à basse vitesse d'impact, 3 différents nombres de plis ont été considérées, 2 plis, 3 plis et 4 plis par peau selon les séquences suivantes 2 plis empilés selon la séquence [0/90/-30/30], 3 plis de séquences d'empilement [0/90/-30/30/90/0] et celle de 4 plis selon la configuration [0/90/-30/30/30/-30/90/0]. Les panneaux sandwichs étudiés ont tous une même âme en mousse. L'impacteur utilisé est de forme hémisphérique, de 25 mm de diamètre,

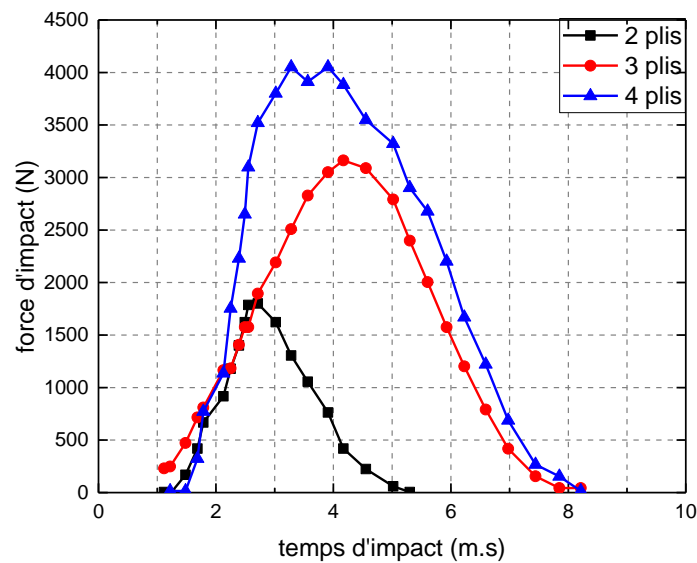


Fig. 5. 7. Effet du nombre de pli sur la charge d'impact.

La figure 5.7 illustre les réponses de la progression de la charge d'impact en fonction de la durée de l'événement de l'impact pour différents nombre de plis. En observant les profils des courbes force-temps, on remarque que la charge maximale induite par la sollicitation d'impact augmente avec l'augmentation du nombre de pli. On remarque aussi que plus le nombre de couches par peau augmente, plus le pic de la charge est grand. Toutefois, la durée du contact impacteur/panneau sandwich diminue avec le nombre de plis. Ces observations exprime peut être la gravité de l'endommagement au sein du panneau sandwich impacté.

5.7.4 Effet de la densité de l'âme

Cette partie s'intéresse à l'étude de l'influence de la densité de l'âme des matériaux sandwichs sur leur comportement au niveau de la zone d'impact. Deux densités d'âmes différentes (58.8 kg/m^3 , 92 kg/m^3) ont été pris avec deux peaux de 3-plis chacun et trois différentes vitesses d'impact (8 m/s ; 10 m/s et 12 m/s).

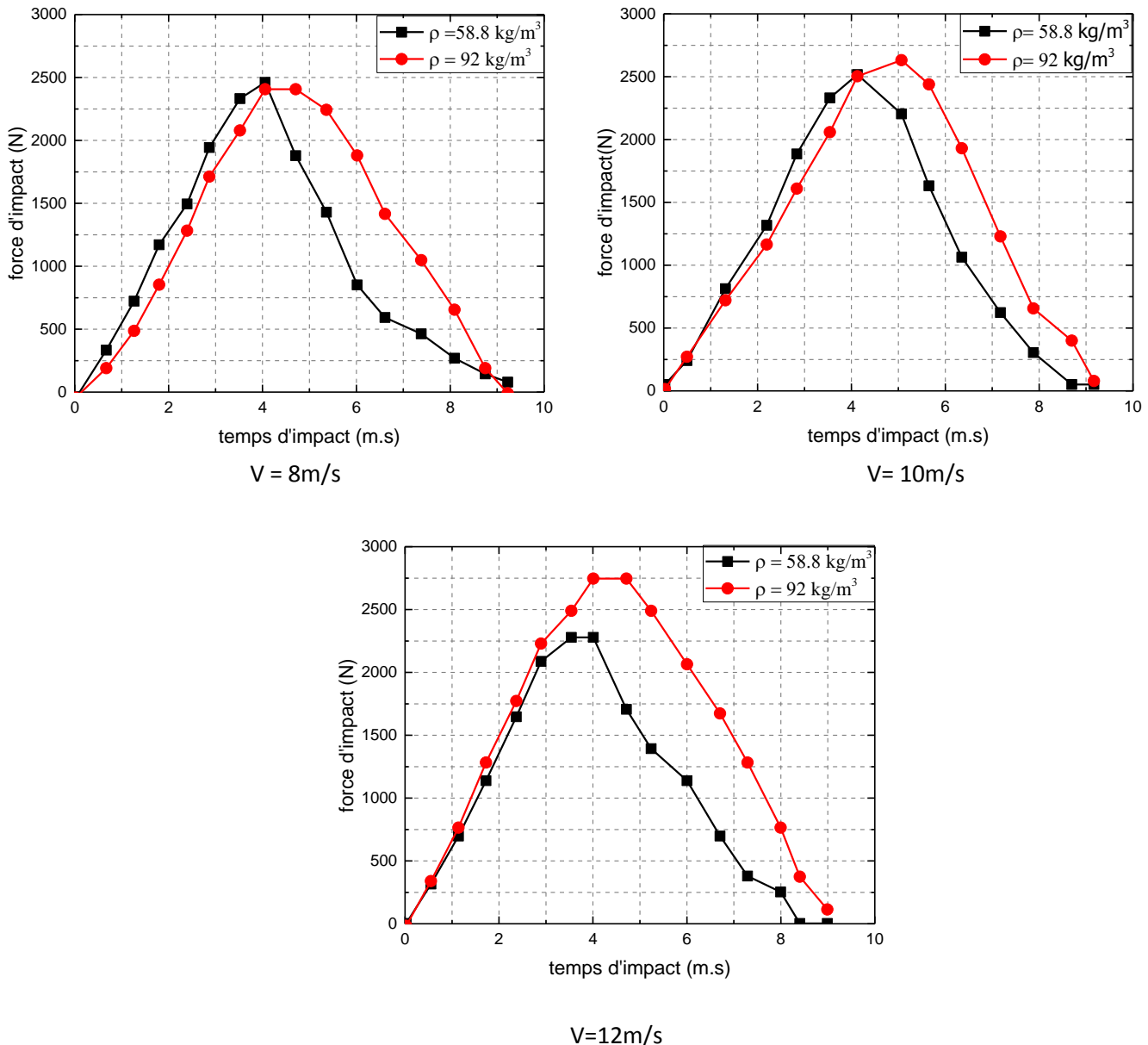


Fig. 5.8 Evolution de la force d'impact en fonction du temps pour différentes vitesses d'impact

La figure 5.8 montre l'évolution de force d'impact en fonction du temps mettant en évidence l'effet du type de l'âme sur le comportement des structures sandwichs sous l'effet de la vitesse d'impact.

D'après les résultats des courbes de la figure, on remarque que le profil de la courbe force-temps à faibles vitesse au fur et à mesure que la vitesse d'impact augmente la force de contact augmente et la durée de l'événement d'impact est plus courte dans le cas des panneaux sandwichs à âme de grande densité comparativement à ceux de faible densité

Conclusions

Conclusions

Dans ce travail nous avons étudié un exemple de problème d'impact sur plaques multicouches composites $[0_3/90_4/0_3]$ utilisant un impacteur de forme hémisphérique . Nous avons illustré, en nous basant sur des résultats d'une synthèse bibliographique, la possibilité d'identifier à l'aide d'une méthode numérique les paramètres nécessaires à l'étude de l'endommagement des plaques multicouches lorsqu'elles sont soumises à l'impact.

A partir des résultats numériques trouvés, on a pu tirer les conclusions suivantes :

i) la force de contact augmente avec l'augmentation de l'angle d'orientation de l'impacteur ,

(ii) le déplacement et l'énergie de déformation évoluent inversement à l'augmentation de l'angle d'orientation de l'impacteur,

(iii) le cas de l'encastrement fourni le plus petit déplacement par rapport à l'appui double et l'appuisimple,

(iv) la force maximale est obtenue pour la configuration d'appui double

(v) La force de contact augmente avec l'augmentation de la vitesse de contact,

(vi) La force maximale est atteinte pour le rayon minimal de 6mm pour l'exemple de l'étude,

(vii) La séquence d'empilement du composite a aussi fait l'objet d'une étude numérique. L'empilement $[0_2/90/0_2]_s$ et $[0_2/90/0_2]_{2s}$ fournis la valeur maximale de l'énergie interne de déformation . Plus le nombre de couche augmente, plus l'énergie interne de déformation diminue.

Dans ce travail, nous avons aussi étudié un exemple de problème d'impact sur une coque multicouche en composites carbone / époxy utilisant un impacteur hémisphérique.

Les résultats du modèle étudié montrent aussi la possibilité d'identifier numériquement les paramètres nécessaires à l'étude de l'évolution d'endommagement des fibres , de la matrice et du délaminage des coques stratifiées lorsqu'elles sont soumises à l'impact faibles vitesses.

Les forces de contact et l'endommagement de la matrice et des fibres ont été obtenus pour différentes vitesses d'impact (3, 6, 12 et 15 m / s) et pour différentes épaisseurs de paroi (0,25 et 0,375 mm) avec le code ABAQUS v.14.6

En raison de la charge continue et au-delà du point maximum de la courbe, il y a une progression continue de l'endommagement de la fibre qui augmente avec l'augmentation de la vitesse d'impact jusqu'au moment où il y a un dommage permanent causé à la structure et donc à la réduction de la force d'impact

Les dommages causés par la faible épaisseur de 0,25 mm se sont produits plus tôt et étaient plus graves que l'épaisseur de 0,375 mm.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] CT. Sun, and S. Chattopadhyay, Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass, *Journal of applied mechanics*. 43, 3 693-698, (1978)
- [2] T.M. Tan, and C.T. sun, Use of statical indentation law in the impact analysis of laminated composite plates. *Journal of applied mechanics*, 52 693-698, (1985)
- [3] K.N Shivakumar, Welber, and Willg, prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminate. *AIAA Journal*, 23, 3 442- 449, (1985)
- [4] C ,doan, and P, hamelin, Résistance au choc à faible vitesse de structures composites, DYMAT. 5me Journée nationale, Polymères et composites- résistance à l'impact, Bordeaux, décembre ,(1989)
- [5] M. Whitney, and N.J. pagano, Shear deformation in heterogeneous anisotropic plates. *J. applied Mech., Trans. ASME*, 92 1031-1036, (1970)
- [6] S. Abrate, Impact on laminated composite materials. *Applied mechanical review*, 44, 4, 155-190, (1991)
- [7] S. Abrate, impact on laminated composites: recent advances. *Appl. Mech. Review*, 47, 11 517-544, (1994)
- [8] C.A. Ross, L.E. malvern, R.L. Sierakowski, and, N. takeda, Finite element analysis of interlaminar shear stress due to local impact. *ASTM STP 864 355-367*, (1985)
- [9] S.P. Joshi, CT. Sun, induced fracture in a laminated composite. *Journal of composite materials*, 19, 51-66,(1985)
- [10] S. Abrate, Localised impact on sandwich structures with laminated facings. *applied mechanics*, 50 ,2 69-82, (1997)
- [11] W.J. Cantwell, and J. Morton, Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP. *Composites*, 20, 6, 545-551, (1989)
- [12] A.Chabot, Analyse des efforts d'interface dans les structures en matériaux composites à l'aide de modélisations multiparticulaires des matériaux multicouhes. Thèse de doctorat de l'Ecole Nationale des Ponts et Chaussées, (1996).
- [13] B.R. Petersen, Finite element analysis of composite plate impacted by a projectile. Ph.D. dissertation, department of Engineering Sciences. University of Florida, (1986).
- [14] J. P Hou., N Petrinic., C Ruiz., and S. R. Hallett, Prediction of impact damage in composite plates. *Composite Science and Technology*, 60, 273-280, (2000)

- [15] J.M. Berthelot, Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse des structures. Paris, Ed. Masson, (1992)
- [16] H. Aggour, C.T. Sun, Finite element analysis of a laminate composite plate subjected to circularly distributed central impact loading. *Computers and Structures*, 28, 6 729-736, (1988)
- [17] Abir Al-maghribi « comportement des matériaux composites a fibres courtes : applications a l'impact basse vitesse » thèse de doctorat , universite de Toulouse, (2008)
- [18] Naik, M. K., Al-Sulaiman F., Khan Z., Merah N., Mehdi M., Low Velocity Impact Behaviour of Composite Pipes. 2nd International Conference on: Applications of Traditional and High Performance Materials in Harsh Environments, AUS, ISBN 9948-42704-1, (2006)
- [19] Khan Z., Merah N., K. Mezghani, Al-Sulaiman F., Environmental Degradation and its Effect on Long-Term Performance and Durability of Glass Fiber Reinforced Composite Used in Oil Production/Transportation pipes. Final report, project # ME2236, (2010)
- [20] K.L. Alderson, K.E. Evans, Low velocity transverse impact of filament-wound pipes: Part 1. Damage due to static and impact loads. *Composite Structures*, 20. 37-45,(1992).
- [21] DE Morais A. B., DE Moura M. F., Gonçalves J. P. M., Camanho P. P. :Analysis of crack propagation in double cantilever beam tests of multidirectional laminates. *Mechanics of Materials*, vol. 35, pp. 641-652, (2003)
- [22] Naik, N.K., Y. Chandrasekher and S. Meduri. Damage in woven fabric composites subjected to low velocity impact, *Composites Science and Technology*, 60:731-744,(2000)
- [23] Zhang J., Soutis, Fan J. Strain energy release rate associated with local delamination in cracked composite laminates. *Composites*, Vol. 25, n° 9, pp. 851-862, (1994)
- [24] P.B. Gning, M. Tarfaoui, F. Collombet, L. Riou, P. Davies, Damage development in thick composite tubes under internal loading and influence on implosion pressure: experimental observations. *Composites: Part B*, 36, 306-318. (2005)
- [25] R. Hosseinzadeh, Mahmood Shokrieh, Larry Lessard, Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts. *Composites Science and Technology* 66, 61–68(2006)
- [26] Chian-Fong Yen, Thomas Cassin, Joel Patterson, Matt Triplett, Progressive Failure Analysis of Thin Walled Composite Tubes Under Low Energy Impact. *Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 363-371,(1998).
- [27] Okenwa.I. Okoli, Anullotfi. Abdul-Latif, Failure in composite laminates: overview of an attempt at prediction. *Composites: Part A* 33, 315–321(2002).

- [28] C.F. Li, N. Hu, Y.J. Yin, H. Sekine, H. Fukunaga, Low-velocity impact-induced damage of continuous fiber-reinforced composite laminates. Part I. An FEM numerical model. *Composites: Part A* 33,1055-1062,(2002).
- [29] C.F. Li, N. Hu, J.G. Cheng, H. Fukunaga, H. Sekine, Low-velocity impact-induced damage of continuous fiber-reinforced composite laminates. Part II. Verification and numerical investigation. *Composites: Part A* 3 ,1063- 1072, (2002).
- [30] Z. Aslan, R. Karakuzu, B. Okutan, The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading. *Composite Structures*, 59, 119-127,(2003).
- [31] Chian-Fong Yen, Thomas Cassin, Joel Patterson, Matt Triplett, Progressive Failure Analysis of Thin Walled Composite Tubes Under Low Energy Impact. *Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 363-371,(1998).
- [32] Seung Jo Kim, Nam Seo Goo, Tae Won Kim, The Effect of Curvature on The Dynamic Response and Impact-induced Damage in Composite Laminates. *Composite Science and Technology* 57, 763-773,(1997).
- [33] Guiping Zhao, C.C., On Impact Damage of Composite Shells by a LowVelocity Projectile. *Journal of COMPOSITE MATERIALS*, Vol. 38, No. 14, pp. 1231-1253, (2004).
- [34] Shiuh-Chuan Her, Yu-Cheng Liang, The finite element analysis of composite laminates and shell structures subjected to low velocity impact. *Composite Structures* 66 (2004)
- [35] Minak G., Ghelli D. Influence of diameter and boundary conditions on low velocity impact response of CFRP circular laminated plates. *Composites: Part B*, vol. 39, p. 962-972, (2008).
- [36] Mitrevski T., Marshall I.H., Thomson R., Jones R., Whittingham B. The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates. *Composite Structures*, vol. 67, p. 139-148, (2005).
- [37] VU Anh Thang, Endommagement de stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs températures. Essais et modélisation, thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure De Mécanique et d'Aérotechnique, juillet (2009)
- [38] Mitrevski T., Marshall I.H., Thomson R., Jones R. Low-velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes. *Composite Structures*, vol. 76, p. 209-217, (2006).
- [39] Needleman A. A continuum model for void nucleation by inclusion debonding. *Journal of Applied Mechanics*, vol. 54, p. 525-531, (1987).

- [40] A. El Maghribi 'comportement des matériaux composites à fibres courtes : applications à l'impact basse vitesse' thèse de doctorat, université de Toulouse, (2008).
- [41] Olsson R. Mass criterion for wave control impact response of composite plates. *Composites: Part A*, vol. 31, p. 879-887, (2000).
- [42] Olsson R. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates, *Composites: Part A*, vol. 32, p. 1207-1215, (2001).
- [43] J. C. Walrick, Contribution au développement d'une nouvelle méthodologie pour l'étude du délaminage dans les structures stratifiées composites : application à l'impact basse vitesse. Thèse de doctorat, Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis (1999).
- [44] S. M. Spottswood, N. A. Palazotto, Progressive failure analysis of a composite shell. *Composite Structures* 53, vol. 53, pp. 117-131 (2001).
- [45] J. J. Barrau, S. Laroze, Mécanique des structures, tome 4 : Calcul des structures en matériaux composites. Polycopié de Cours de l'ENSAE (1987).
- [46] O. Majeed, M. J. Worswick, P. V. Straznicky, C. Poon, Numerical modelling of transverse impact on composite coupons. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, vol. 40, pp. 99-106, (1994).
- [47] G. Belingardi, A. Gugliotta, R. Vadori, Numerical simulation of fragmentation of composite material plates due to impact. *International Journal of Impact Engineering*, vol. 21, pp. 335-347, (1998).
- [48] M. McCarthy, C. Harte, J. Wiggeraad, A. Michielsen, D. Kohlgrueber, Finite element modelling of crash response of composite aerospace sub-floor structures. *Computational Mechanics* 26, vol. 26, pp. 250-258, (2000).
- [49] J. P. Hou, N. Petrinic, C. Ruiz, S. R. Hallett, Prediction of impact damage in composite plates. *Composite Science and Technology* (2000), vol. 60, pp. 273-281.
- [50] S. R. Beissel, G. R. Johnson, C. H. Popelar: An element-failure algorithm for dynamic crack propagation in general directions. *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 61, pp. 407-425, (1998).
- [51] T. E. Tay, V. B. C. Tan, M. Deng, Element-failure concepts for dynamic fracture and delamination in low-velocity impact of composites. *International Journal of Solids and Structures*, vol. 40, pp. 555-571, (2003).
- [52] S. W. Tsai, E. M. Wu, A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*, pp. 58-80, (1971).
- [53] M. O. W. Richardson, M. J. Wisheart, Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites Part A*, vol. 27A, pp. 1123-1131, (1996).

- [54] Z. Hashin , Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, pp. 329-334, (1980).
- [55] F. K.Chang, K. Y. Chang , A progressive damage model for laminater composites containing stress concentrations. *Journal of Composite Materials*, (1987), vol. 21, pp. 834-855.
- [56] J. P. Hou, N. Petrinic, C. Ruiz, A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact. *Composite Science and Technology*,vol. 61, pp. 2069-2074, (2001).
- [57] D.Liu , Impact -induced delamination – A view of bending stiffness mismatching. *Journal of Composite Materials*, pp. 674-692, (1988).
- [58] J. Bonini , Contribution a la prédiction numérique de l'endommagement de stratifiés composites sous impact basse vitesse. Thèse de doctorat, ENSAM Bordeaux (1995)
- [59] R.Banerjee , Numerical simulation of impact damage in composite laminates. *Proceedings of the 7th Technical Conference of the American Society for Composites*, pp. 539-552, (1992).
- [60] J.C. Brewer, P. A. Lagace, Quadratic stress criterion for initiation of delamination. *Journal of Composite Materials*,vol. 22, pp. 1141-1155, (1988).
- [62] X. Zhang: Impact damage in composite aircraft structures : experimental testing and numerical simulation. *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 56, pp. 245-260, (1998).
- [63] D. Kohlgrueber, A. Kamoulakos , Validation of numerical simulation of composite helicopter sub-floor structures under crash loading. *Annual Forum Proceedings – American Helicopter Society. – AHS, Alexandria, VA, USA*, vol. 1, pp. 340-349, (1998).
- [64] D. C. Fleming: Delamination modeling of composites for improved crash analysis. *NASA 209725*, (1999).
- [65] V. B. C .Tan, V. P. W .Shim, T. E .Tay, Experimental and numerical study of the response of flexible laminates to impact loading. *International Journal of Solids and Structures* (2003), vol. 40, pp. 6245-6266.
- [66] O. Allix, P. Ladevèze , A. Corigliano , Damage analysis of interlaminar fracture specimens. *Composite Structures*, vol. 31, pp. 61-74, (1995).
- [67] P. Ladeveze, O. Allix, J. F. Deü, D. Leveque, A mesomodel for localisation and damage computation in laminates. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 183, pp. 105-122, (2000).

- [68] A. Corigliano , S.Mariani , Simulation of damage in composites by means of interface models : parameter identification. *Composites Science and Technology*, vol. 61, pp. 2299-2315,(2001).
- [69] A. F. Johnson, A. K. Pickett, Impact and crash modeling of composite structures : a challenge for damage mechanics. *European Conference on Computational Mechanics – Munich*, (1999).
- [70] F. Roudolff , Y.Ousset , Comparison between two approaches for the simulation of delamination growth in a D.C.B. specimen. *Aerospace Science and Technology*, vol. 6, pp. 123-130(2002).
- [71] J.F. Deü, Rupture des composites stratifiés sous chargement dynamique : apports des mésomodèles avec endommagement retardé. Thèse de doctorat, ENS Cachan, (1997).
- [72] B. V. Sankar, S. HU , Dynamic delamination propagation in composite beams. *Journal of Composite Materials*, vol. 25, pp. 1414-1426, (1991).
- [73] Naik, N.K, Sekhar., (1998) Damage in Laminated Composites Due to Low Velocity Impact *Journal of Reinforced Plastics and Composites* **17**, 1232-1263.
- [74] D.H.Cooper, "Hertzian contact stress deformation coefficients," *Journal of applied mechanics*, transactions, of A.S.M.E, 36 page 286, (1969).
- [75] O. Allix, D. Engrand, P.Ladeveze, L. Perret , Une nouvelle approche des composites par la mécanique de l'endommagement. Cachan, (1993).
- [76] S. El-Sayed , S.Sridharan , Predicting and tracking interlaminar crack growth in composites using a cohesive layer model. *Composites: Part B*,vol. 32, pp. 545-553,(2001)
- [77] Benjamin OSTRE, Etude des impacts sur chant appliqués à des structures composites dans l'aéronautique, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE),(2014).
- [78] Choi H.Y., Chang, F.-K. "A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact". *Journal of Composites Materials*, vol. 26, p. 2134-2169,(1992).
- [79] Chian-Fong Yen, Thomas Cassin, Joel Patterson, Matt Triplett, Progressive Failure Analysis of Thin Walled Composite Tubes Under Low Energy Impact. *Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 363-371, (1998).
- [80]Guiping Zhao, C.C., On Impact Damage of Composite Shells by a LowVelocity Projectile. *Journal of composite materials*, Vol. 38, No. 14, pp. 1231-1253, (2004).

- [81] Safwan Moussaddy, Mohammad Abdul-wahab, Nazih Moubayed et Peter Davies, Etude du comportement dynamique de panneaux sandwichs a l'impact, 7TH international conference on electromechanical and power systems ; October 8-9, Iași, Romania, (2009).
- [82] Wahab, M. Prevosto, P. Davies, Y. H. De Roeck et J. L. Lataillade, Réponse dynamique d'une plaque sandwich en matériau composite à l'impact d'une sphère rigide, 2eme colloque national en calcul des structures, 15-19 mai1995, Giens – France, pp. 378-384.
- [83] P. Davies, D. Choqueuse, L. Riou et A. Wahab, Réponse de panneaux composites sandwichs au choc, Composite Materials in the Petroleum Industry, 3-4 Novembre, IFP Revue Jan/Fev p : 8, (1994).
- [84] Davies G.A.O. and Zhang X., "Impact damage prediction in carbon composite structures.," *International Journal Of Impact Engineering*, vol. 16, pp. 149-170, (1995).
- [85] A.T.Nettles D.G.Lance, On the enhancement of impact damage tolerance of composite laminates ; Volume 3, Issue 5, Pages 383-394, (1993).
- [86] S. P. Timoshenko, Theory of elasticity, Mc GrawHill, (1934).
- [87] J. K. Chen et C. T. Sun, Analysis of response of buckled composite laminates, J. Composites Structures, , vol 3, pp. 97-118, (1985))
- [88] J. M. Whitney et N. J. Pagano, Analysis of a simply-supported laminated anistropic rectangular plate, AIAA JNL, vol. 7, pp. 28, (1970).
- [89] Herup E.J. and Palazotto A.N., "Low-velocity impact damage initiation in graphite/epoxy/nomex honeycomb-sandwich plates," *Composites Science and Technology* vol. 57, pp. 1581-1598, (1997).
- [90] Levin K., "Damage tolerance of carbon fibre reinforced plastic sandwich panels," in *Proc of 3rd European Conf on Composite Mat*, Bordeaux, France, (1989).
- [91] Kim C.G. and Jun E.J., "Impact resistance of composite laminated sandwich plates," *Composite Mat*, vol. 26, pp. 2247-2261, (1992).
- [92] Y. J. Lee et al., The impact behavior of composite sandwich used in ship structure, Journal of the society of Naval Architects of Japan, vol. 174, n'13, pp. 447-456, (1995).