

إهداء

إلى التي رافقتني دعواتها دائما
والدتي الغالية حفظها الله
و إلى روح أبي الغالي رحمه الله
إلى زوجتي كريمة التي رافقتني هذا الدرب الطويل برغم مشقته
و كانت دائما سندا وعونا لي
و إلى أبنائي ندى ، ريحان و محمد
أهدي ثمرة جهدي هذا إليهم .

REMERCIEMENTS

Je présente tous mes remerciements et mes respects infinis à mon encadreur le professeur Ramdane. ZENASNI, de m'avoir accueilli et orienté âprement tout au long de la durée de la préparation de ce mémoire tout en lui gardant une interminable reconnaissance pour son constant attachement à la perfection du travail et à l'amélioration des expériences.

Mes vifs remerciements vont au Professeur Ahmed Sadok 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, le professeur Serier Zouaoui, le professeur Ait Saadi Bachir, le Dr Khiat Sidi Mohamed Amine et le Dr Benzaama Habib d'avoir accepté d'examiner le mémoire de doctorat.

J'adresse mes remerciements particuliers à Messaoud-Nacer Noureddine ex inspecteur de langue française pour avoir mis à ma disposition son temps et son expérience sans aide à la correction du français

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 à tous ceux qui ont de près ou de loin pour le bon déroulement de ce travail.

RESUME

Les matériaux composites présentent un large domaine d'application industrielle à cause de leur bon comportement mécanique. Pour limiter le cout des essais mécaniques on a recours à la simulation numérique au moyen de la méthode des éléments finis et les programmes d'optimisation basés sur le principe de l'algorithme génétique. C'est dans ce cadre que cette thèse est préparée. Le code des éléments finis Ls Dyna dynamique est largement utilisé le long de cette thèse. Ce code dispose d'une bibliothèque riche des différents modèles d'endommagement. Le modèle de rupture Mat_059 pour le laminé et le Mat_020 pour l'impacteur ont été utilisés. En premier temps la démarche est de s'assurer que ces deux modèles fournissent des résultats satisfaisants. Une confrontation des résultats fournis par ces modèles a été faite avec les résultats expérimentaux selon la norme ASTM D7136. Cette comparaison nous a permet de mettre en évidence les capacités de ces modèles et de s'assurer des écarts minimales.

Pour d'étudier l'influence de l'entaille sur le comportement à l'impact, on a considéré une entaille circulaire de diamètre 5mm. Le composite considéré est un laminé croisé le T800S/M21 de matrice époxyde renforcée par des fibres en carbone de séquence $[(0/90)_6]_s$. Afin de prendre en compte l'effet de la forme géométriques de l'impacteur en présence d'entaille circulaire, quatre impacteur ont été alors considérés ; il s'agit donc de (Sphérique, en tronc de cône, hémisphérique et le cylindrique). Une autre étude est axée sur l'influence de l'énergie d'impact. Pour cela, trois vitesses sont utilisées (10m/s, 15m/s et 20m/s).

De nos jours, les préformes en textiles présentent un bon comportement vis-à-vis aux composites unidirectionnels. Le design des préformes bidirectionnelles et tridimensionnelles a été réalisé au moyen du code Texgen développé par l'université de Nottingham.

Pour un design optimal du composite sollicité à l'impact, l'algorithme génétique est bien adapté. Au moyen du code Ls-Optui interfacé au logiciel Ls Dyna, on a déterminé le coefficient de sécurité optimal de quelques laminés. Le coefficient de sécurité est déterminé par le critère de rupture de Tsai-Wu.

Mots clés : Les Eléments finis, Ls_dyna, algorithme génétique, ls_optui, Mat59, Mat20, Texgen ,coefficient de sécurité, faible vitesse.

ABSTRACT

Composite materials have a wide industrial field of application because of their good mechanical behavior. To limit the cost of mechanical testing, numerical simulation is used by mean of the finite element method and optimization programs based on the genetic algorithm principle. The finite elements dynamic Ls Dyna code is widely used along this thesis. This code has a rich library of different patterns of damage. The rupture model Mat_059 for the laminate and the Mat_020 for the impactor were used. The first step is to ensure that these two models provide satisfactory results. A comparison of the results provided by these models was made with the experimental results according to ASTM D7136. This comparison enabled us to highlight the capacities of these models and to ensure minimal deviations.

In order to study the effect of the notch on the impact behavior, a circular notch with a diameter of 5 mm. The composite studied is a cross-laminated T800S / M21 of epoxy matrix reinforced with carbon fibers of sequence $[(0/90)_6]_s$. In order to take into account the effect of the geometric shape of the impactor in the presence of circular notch, four impactor were then considered; it is therefore (spherical, truncated cone, hemispherical and cylindrical). Another study focuses on the influence of impact energy. For this, three speeds are used (10m/s, 15m/s and 20m/s).

Today, textile preforms exhibit good behavior towards unidirectional composites. The design of the bidirectional and three-dimensional preforms was carried out using the Texgen code developed by the University of Nottingham.

For an optimal design of composite subjected to impact loading, the genetic algorithm is well suited. Using the Ls-Optui code interfaced with the Ls Dyna software, the optimum safety factor for a few laminates was determined. The safety coefficient is determined by the Tsai-Wu failure criterion.

Key words: Finite element, Ls_dyna, genetic algorithm, ls_optui, Texgen ,Mat59, Mat20, Safety coefficient, low velocity,

ملخص

المواد المركبة لها مجموعة واسعة من التطبيقات الصناعية بسبب السلوك الميكانيكي الجيد ، و لكن هذه المواد عرضة لظاهرة انفصال الطبقات التي تنتج عن تأثير السرعات المنخفضة .
للد من تكلفة الاختبارات الميكانيكية نلجأ إلى المحاكاة العددية التي تعتمد على العناصر المحدودة و برامج الخوارزمية الجينية وعلى هذا الأساس تم تحضير هذه المذكرة .

برنامج العناصر المحدودة LsDyna الديناميكي تم استعماله بشكل واسع في هذه المذكرة ، حيث يحتوي على مكتبة غنية من نماذج مختلفة من الضرر أو الالتاف.

نموذج الانكسار Mat-059 تم استعماله لطبقات المواد المركبة و Mat-020 للمرطام.

في البداية تم التأكد من نجاعة هذين النموذجين حيث تمت مقارنة النتائج المتحصل عليها مع النتائج التجريبية وفقاً لنظام ASTM D7136، هذه المقارنة سمحت لنا بتسليط الضوء على قدرات هذه النماذج و ضمان الحد الأدنى من الأخطاء ، في أغلب الأحيان هيكل المواد المركبة تكون تحتوي على ثقوب و تجايف لمرور براشيم التثبيت، لدراسة تأثير هذه الثقوب على سلوك الاصطدام تم استعمال ثقب بقطر 5مم و يبعد عن الجانبين بمسافة 30مم . صفيحة المواد المركبة المستعملة هي عبارة عن صفائح متصالبة $s(0/90)6$ من المادة T800s/M21 حيث المادة الجامعة هي الايبوكسي و الألياف من الكربون .

من أجل الأخذ بعين الاعتبار تأثير الشكل الهندسي للمتصادم بوجود ثقب على الصفائح، أربع أنواع من المتصادم تم دراستها (كرة، جذع مخروط، أسطوانة، نصف كرة).

دراسة أخرى تمت في هذه المذكرة و هي دراسة تأثير تغير طاقة الاصطدام لمختلف المتصادمين الأربعة السابقين، حيث تم استعمال ثلاث سرعات (10m/s, 15m/s, 20m/s) .

في الوقت الحاضر، القطع المصنعة من الغزل و النسيج لها سلوك جيد بالمقارنة مع القطع المصنعة على شكل طبقات أحادية الاتجاه.

لهذا الغرض تم تصميم نسيج ثنائي الأبعاد ونسيج ثلاثي الأبعاد باستعمال برمجية Texgen المصمم من طرف جامعة توتنهام.

للتصميم الأمثل لصفائح المواد المركبة المعرضة للاصطدام فإن الخوارزمية الجينية هي مناسبة تماماً.

باستعمال برنامج Ls-Optui الذي يربط و يتوافق تماماً مع LsDyna ، تم حساب معامل الأمن الأمثل لمجموعة من صفائح المواد المركبة. معامل الأمن تم حسابه بنظرية الانكسار لTsai-wu

الكلمات المفتاحية

المحاكاة العددية، LsDyna، الخوارزمية الجينية، Ls_optui ، Mat20 ، Mat59، Texgen، معامل الأمن، السرعات المنخفضة

SOMMAIRE

Page

INTRODUCTION GENERALE

1. GENERALITE 01

2. STRUCTURATION DU TRAVAIL DE RECHERCHE 02

Chapitre I

RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE

I.1 Historique 04

I.2 Différentes classes des Matériaux composites 04

I.3 Composite laminé ou stratifié 05

I.4. Composite en forme de tissu 06

I.5 Etat actuel des connaissances 07

Chapitre II

THEORIE DE L'IMPACT

II.1 Introduction 16

II.2 Différents dommages d'impact 17

II.2.1 Empreinte permanente 18

II.2.2 Ruptures matricielles et décollement de fibres 18

II.2.3 Délaminage 19

II.2.4 Rupture de fibres 20

<u>II.3 Classification des impacts</u>	21
<u>II.3.1 Classification selon la vitesse d'impact</u>	21
<u>II.3.2 Classification selon dommages créés</u>	21
<u>II.4 Théorie de l'impact</u>	22
<u>II.5 Mécanique des stratifiés</u>	23
<u>II.5.1 L'hypothèse de Kirchhoff</u>	23
<u>II.5.2. Relation déplacements déformations</u>	23
<u>II.5.3 Relation contraintes déformations</u>	24
<u>II.5.4 Relation efforts résultants et déformations</u>	26
<u>II.5.5 Déformation dans chaque pli</u>	27
<u>II.6 Critères d'endommagement</u>	28
<u>II.6.1 Critère de contrainte maximale</u>	29
<u>II.6.2 Critère de Tsai –Wu</u>	29
<u>II.6.3 Critère de Tsai-Hill</u>	30

Chapitre III

THEORIE DES ALGORITHMES GENETIQUES

<u>III. 1 Historique des algorithmes génétiques</u>	31
<u>III.2 Définitions de base des algorithmes génétiques</u>	31
<u>III.3 Principes</u>	32
<u>III.4 Description détaillée</u>	34
<u>III.4.1 Le codage</u>	34
<u>III.4.1.1 Le codage binaire</u>	34
<u>III.4.1.2 Le codage réel</u>	35
<u>III.4.2 Génération de la population initiale</u>	35
<u>III.4.3 La fonction d'adaptation</u>	35
<u>III.4.4 Les opérateurs de reproduction</u>	35
<u>III.4.4.1 La sélection</u>	35

<u>III.4.4.2 Le Croisement ou crossover</u>	37
<u>III.4.4.3 La mutation</u>	38
<u>III.4.4.4 L'élitisme</u>	39
<u>III.4.5 Critère d'arrêt</u>	39

Chapitre IV

RESULTATS ET DISCUSIONS

<u>IV.1 Modélisation Numérique</u>	40
<u>IV.1.1 Matériaux</u>	40
<u>IV.1.2 Modèle de rupture utilisé</u>	41
<u>IV.1.3 Validation du modèle de rupture du composite MAT_059</u>	42
<u>IV.1.3.1. Résultats et discussion</u>	43
<u>IV.2 Influence de l'entaille circulaire</u>	44
<u>IV.2.1. Résultats et discussions</u>	45
<u>IV.3. Influence de la forme géométrique de l'impacteur</u>	47
<u>IV.3.1 Résultats et discussions</u>	49
<u>IV.3.1.1. Force et déplacement</u>	49
<u>IV.3.1.2 Energie d'impact</u>	50
<u>IV.3.1.3 Surface délaminée</u>	51
<u>IV.3.1.4 Contrainte effective</u>	55
<u>IV.3.1.5 Endommagement des fibres</u>	55
<u>IV.4 Effet de l'énergie d'impact</u>	56
<u>IV.4.1 Résultats et discussions</u>	57
<u>IV.4.1.1 Force et déplacement</u>	57
<u>IV.4.1.2 Energie d'impact et délamination</u>	58
<u>IV.5 Influence de la séquence d'empilement</u>	60
<u>IV.5.1 Résultats et discussions</u>	60

IV.6 Textile composite	63
IV.6.1 Textile composite 2D	63
IV.6.1.1 Résultats et discussions	65
IV.6.1.1.1 Forces et déplacements	65
IV.6.1.1.2 Surface délaminée	67
IV.6.2 Textile composite 3D	68
IV.6.2.1 Force et déplacement	70
IV.7 Application de l’algorithme génétique	70
IV.7.1 Introduction	70
IV.7.2 Présentation de Ls_opt	71
IV.7.2.1 Méthodes d’optimisation dans Ls_opt	72
IV.7.2.1.1 L’optimisation à base de méta-modèle	72
IV.7.2.1.1.1 Stratégies d’optimisation par méta-modèle	72
IV.7.2.1.1.2 L’optimisation directe	73
IV.7.3 Contrainte équivalente et le coefficient de sécurité	74
IV.7.4 Critère de rupture	74
IV.8 Optimisation du coefficient de sécurité avec les formes	
 des impacteurs	75
IV.8.1 Procédure d’optimisation	76
IV.8.2 Résultats et discussions	77
IV.8.2.1 Force et déplacement optimales	78
IV.8.2.2 Energie d’impact et surface délaminée optimales	79
IV.9 Optimisation des propriétés mécaniques	81
IV.9.1 Résultats et discussions	81
IV.9.2.1 Forces et déplacement optimales	82
IV.9.2.2 Energie d’impact et surface délaminée optimales	83

<u>IV.10 Optimisation de la séquence d'empilement</u>	<u>84</u>
<u>IV.10.1 Résultats et discussions</u>	<u>84</u>
<u>IV.10.2 Forces et déplacements optimales</u>	<u>84</u>
<u>IV.11 Optimisation de la vitesse pour le tissu</u>	<u>86</u>
<u>IV.11.1 Résultats et discussions</u>	<u>86</u>
<u>IV.11.2 Forces et déplacements optimales</u>	<u>86</u>
<u>CONCLUSION ET PERSPECTIVES FUTURES</u>	<u>88</u>
<u>REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES</u>	<u>91</u>

LISTE DES FIGURES

Page

Chapitre I

<u>Figure (I.1)- Renforts discontinus</u>	05
<u>Figure (I.2)- Renforts continus</u>	05
<u>Figure (I.3) -Empilement de couches de différentes orientations</u>	05
<u>Figure (I.4)-Composition de pli et de toron</u>	06
<u>Figure (I.5)-Composite unidirectionnel</u>	06
<u>Figure (I.6)- Toile</u>	07
<u>Figure (I.7)- Sergé</u>	07
<u>Figure (I.8)- Satin</u>	07
<u>Figure (I.9)- Tissu multiaxial</u>	07

Chapitre II

<u>Figure (II.1)- Relation approximative entre la méthode d'inspection</u>	16
<u>Figure (II.2)- Différents endommagement</u>	17
<u>Figure (II.3)- T700GC/M21 impacté à 30 Joules</u>	18
<u>Figure (II.4)- Différents types de rupture</u>	19
<u>Figure (II.5)- Modes de fissuration</u>	20
<u>Figure (II.6)- Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnels impacté</u>	20
<u>Figure (II.7)- Modèle de base de l'endommagement à l'impact</u>	22
<u>Figure (II.8)- La géométrie déformé et indéformé de la plaque selon l'hypothèse de Kirchhoff</u>	24
<u>Figure (II.9)- Orientation du pli</u>	25
<u>Figure (II.10)- Moments fléchissant et les efforts de cisaillement</u>	26
<u>Figure (II.11)- Système de coordonnées et numérotation du stratifié</u>	27
<u>Figure (II.12)- Courbe de traction</u>	29

Chapitre III

<u>Figure(III.1)- Structure des constituants de l'AG</u>	32
<u>Figure (III.2)- Les étapes d'un algorithme génétique simple</u>	33
<u>Figure (III.3)- Représentation du codage</u>	34
<u>Figure (III.4)- La roulette</u>	36
<u>Figure (III.5)- Le tournoi entre deux individus avec rééligibilité</u>	36
<u>Figure (III.6)- Découpage a un point</u>	37
<u>Figure (III.7)- Découpage à 2 points</u>	37
<u>Figure (III.8)- Croisement barycentrique</u>	38
<u>Figure (III.9)- La mutation avec le codage binaire</u>	39

Chapitre IV

<u>Figure (IV.1)-Séquence d'empilement et forme géométrique de l'impacteur</u>	42
<u>Figure (IV.2)-Déplacement en fonction du temps (a,b,c)</u>	43
<u>Figure (IV.3)- Force de contact en fonction du temps (a,b,c)</u>	44
<u>Figure (IV.4)-Laminé sans trou (a) et Laminé avec trou (b)</u>	45
<u>Figure (IV.5)-Déplacement en fonction du temps d'impact</u>	46
<u>Figure (IV.6)-Force de contact en fonction du temps d'impact</u>	47
<u>Figure (IV.7)- Plaque avec entaille</u>	48
<u>Figure (IV.8)- Formes géométriques des impacteurs utilisés</u>	48
<u>Figure (IV.9)- Déplacement en fonction du temps d'impact</u>	49
<u>Figure (IV.10)-Force de contact en fonction du temps d'impact</u>	50
<u>Figure (IV.11)-Variation d'énergie du lamine en fonction du temps d'impact</u>	50
<u>Figure (IV.12)-Séquence d'empilement type de contact</u>	51
<u>Figure (IV.13)-Surface délaminée à chaque interface : cylindrique (a), hémisphérique (b), sphérique (c) et Tronc de cône (d)</u>	53

Figure (IV.14) -Zone de délaminage pour les quatre impacteurs: cylindrique (a), hémisphérique (b), sphérique (c) et Tronc de cône (d)	54
Figure (IV.15) -Contrainte effective en fonction du temps d'impact	55
Figure (IV.16) -Zones d'endommagement des fibres : Tronc de cône(a), cylindrique (b), sphérique (c) et hémisphérique (d)	56
Figure (IV.17) -Déplacement en fonction du temps d'impact	57
Figure (IV.18) -Force de contact en fonction du temps d'impact	58
Figure (IV.19) -Surface délaminée entre les couches	59
Figure (IV.20) -Maximum énergie	59
Figure (IV.21) -Surfaces délaminées en fonction du temps d'impact	60
Figure (IV.22) -Surfaces délaminées dans les interfaces en fonction du temps d'impact (a),cylindre séquence [0] ₁₂ , (b) hémisphère séquence [30] ₁₂ , (c)sphère séquence [45] ₁₂ , (d) Tronc de cône séquence [0] ₁₂	62
Figure (IV.23) -Géométrie des fibres	63
Figure (IV.24) -Types de tissu : taffetas (a), sergé 2/2 (b), taffetas incline(c), sergé2/2 incline(d)	64
Figure (IV.25) - Composite en forme de tissu	65
Figure (IV.26) -Déplacement en fonction du temps d'impact: Taffetas (a), sergé 2/2 (b)	66
Figure (IV.27) -Force de contact en fonction du temps d'impact : Taffetas (a), sergé 2/2 (b)	67
Figure (IV.28) - Maximale surface délaminée	68
Figure (IV.29) -Géométrie des fibres	69
Figure (IV.30) -Architecture du tissu 3D sans matrice	69
Figure (IV.31) - Force de contact et déplacement en fonction du temps d'impact	70
Figure (IV.32) - Déplacement optimal en fonction du temps d'impact	78
Figure (IV.33) - Force de contact optimale en fonction du temps d'impact	79
Figure (IV.34) - Energie d'impact en fonction du temps d'impact	80
Figure (IV.35) - Surface délaminée pour chaque impacteur	80
Figure (IV.36) -Déplacement optimal en fonction du temps d'impact	82
Figure (IV.37) - Force de contact optimale en fonction du temps d'impact	82
Figure (IV.38) -Energie d'impact en fonction du temps d'impact	83

<u>Figure (IV.39)-Surface délaminée pour chaque impacteur</u>	<u>84</u>
<u>Figure (IV.40)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact</u>	<u>85</u>
<u>Figure (IV.41)- Force de contact optimale en fonction du temps d'impact</u>	<u>85</u>
<u>Figure (IV.42)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact</u>	<u>87</u>
<u>Figure (IV.43)- Force de contact optimale en fonction du temps d'impact</u>	<u>87</u>

NOMENCLATURE

E_{11} : Module de Young selon la direction principale 1
 E_{22} : Module de Young selon la direction principale 2
 E_{33} : Module de Young selon la direction principale 3
 F_c : Force de contact
 F_m : Force de contact maximum
 G_{12} : Module de cisaillement dans le plan 1-2
 G_{13} : Module de cisaillement dans le plan 1-3
 G_{23} : Module de cisaillement dans le plan 2-3
 K : Raideur de contact modifiée
 K^0_1 : Les courbures de la plaque
 \bar{Q}_{ij} : Coefficients de rigidité
 m_i : la masse de l'impacteur
 t_k : Epaisseur du pli
 X_t : la résistance longitudinale en traction.
 X_c : la résistance longitudinale en compression
 Y_t et Y_c la résistance transversale en traction.
 Y_c : la résistance transversale en compression
 w_i : les déplacements de l'impacteur
 w_s : le déplacement du point sur la surface moyenne de la plaque
 \ddot{w} : l'accélération de l'impacteur
 α_i : la profondeur de l'indentation
 α_{cr} : L'indentation critique
 ν_{12} : Coefficient de Poisson plan 1-2
 ν_{31} : Coefficient de Poisson plan 3-1
 ν_{32} : Coefficient de Poisson plan 3-2
 $\bar{\sigma}_{ij}$ (σ_i) : les composantes de contrainte
 $\bar{\epsilon}_{kl}$ (ϵ_j) : les composantes de la déformation
 ϵ_i^0 : les déformations de la surface moyenne

Liste des tableaux

	<u>Page</u>
Chapitre IV	
<u>Tableau(IV.1)- Propriétés mécanique du composite</u>	40
<u>Tableau (IV.2)- Propriétés mécanique de l'impacteur</u>	40
<u>Tableau (IV.3)- Ecart entre les déplacements</u>	46
<u>Tableau (IV.4)- Ecart entre les forces de contact</u>	47
<u>Tableau (IV.5)- Propriétés mécaniques des fibres, de la matrice et de l'impacteur</u>	63
<u>Tableau (IV.6)- Résultats des 10 itérations pour les quatre impacteurs</u>	77
<u>Tableau (IV.7)- Résultats d'optimisation des propriétés mécanique</u>	81
<u>Tableau (IV.8)- Résultats d'optimisation des séquences</u>	84
<u>Tableau (IV.9)- Résultats d'optimisation des séquences</u>	86

INTRODUCTION GENERALE

1. GENERALITE

Actuellement dans l'industrie les matériaux composites constituent une importante révolution due aux qualités mécaniques et thermiques assurant sa validité pour travailler dans différentes conditions. Un composite est l'union de deux ou de plusieurs constituants, pour obtenir des caractéristiques et des propriétés mécaniques spécifiques. Dans les composites de matrice plastique le renfort est de fibre en verre, en carbone, de bore, céramique ou d'aramide. Les matrice seront, thermostables (Epoxyde, Phénolique, Polyester), ou thermoplastiques (PEI, PEEK).

Les composites montrent un excellent comportement à la fatigue, à la corrosion, à l'impact et aux attaques chimiques, mais ils présentent une utilisation limitée en comparaison avec les autres matériaux traditionnels, à cause de l'inexistence d'une base de données sur les propriétés mécaniques et leur mode de travail en conditions de service.

Les matériaux composites les plus couramment utilisés souffrent cependant de certaines limitations importantes. Parmi celles-ci, la plus importante est probablement leur réponse à un impact. Les mécanismes d'absorption d'énergie des matériaux composites sont très différents de ceux des matériaux conventionnels.

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 matrice employée est une résine thermostable de hautes prestations mécaniques utilisée dans diverses applications industrielles. La forme géométrique et l'énergie d'impact des objets impactant le laminé jouent un rôle primordial sur la réponse du composite.

De nos jours, les composites en préformes de textiles que ce soit bidimensionnelle ou tridimensionnelle sont largement employés, ces matériaux montrent un bon comportement à l'égard des composites unidirectionnels. Plusieurs types de tissus ont été considérés ; l'unidirectionnel, et le tissu (taffetas, le sergé et le 2/2 twill) en fonction de la séquence d'empilement, dans ce cas deux angulations sont considérées, il s'agit de 30° et de 45°. L'étude consiste de mettre en évidence les différents mécanismes de rupture provoqués par l'impact à faible vitesse. D'une part, le code des éléments finis Ls Dyna est utilisé pour la caractérisation numérique ; d'autre part le logiciel Ls-optui interfacé à Ls Dyna permet l'application de l'algorithme génétique pour un avoir un design optimal du composite sollicité à l'impact. Le design dépend de plusieurs paramètres, tels que la vitesse d'impact, les propriétés mécaniques du laminé, les angles d'orientation des fibres. La fonction a optimisée appelée fonction objectif, dans notre cas c'est le coefficient de sécurité et la fonction de délaminage.

2. STRUCTURATION DU TRAVAIL DE RECHERCHE

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 à matrice organiques, ou on trouve les différentes recherches menées sur l'impact à faible vitesse suivies des méthodes d'optimisation telles que l'algorithme génétique.

Le **chapitre II** est dédié à l'application de la méthode des éléments finis pour la caractérisation numérique du composite à l'impact.

Le long du **chapitre III** on expose les théories principales de l'algorithme génétique pour l'optimisation.

Dans le **chapitre IV** on discute les résultats numériques obtenus par l'application de la méthode des éléments finis au moyen du code Ls dyna, suivi des résultats fournis par le code Ls -optui.

En fin on présente les **conclusions** finales et les perspectives futures de la thèse.

A la fin on dénombre la liste complète de la bibliographie utilisée le long de cette thèse.

Chapitre I

RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE

I.1 Historique

Les matériaux composites ont une longue histoire. Leurs origines sont inconnues mais tous les écrits historiques contiennent des références à certaines formes des matériaux composites. Par exemple, la paille a été utilisée par les Israélites pour renforcer les briques, le contreplaqué a été utilisé par les anciens Egyptiens afin d'obtenir une meilleure résistance tant aux chargements mécaniques qu'à l'environnement, les épées et les armures médiévales ont été fabriquées par des couches des différents matériaux [01]. Aujourd'hui Les structures composites sont de plus en plus utilisées dans le domaine aérospatial, les domaines ferroviaires, navals, automobiles et loisir.

I.2 Différentes classes des Matériaux composites

On définit un matériau composite tout matériau qui comprend deux matériaux ou plus, un matériau (renfort) assure les propriétés mécaniques et l'autre c'est la matrice qui assure le transfert des contraintes et joue le rôle de protection.

Les matériaux composites peuvent être classés soit par la nature de la matrice [01] qui détermine les trois grands groupes de matériaux composites qui sont :

- Les composites à matrice organique (CMO) qui sont les plus importants. L'utilisation des C.M.O. est utilisée dans les applications où la température ne dépasse pas 200°C
- Les composites à matrice métallique (CMM). Ces composites ont une utilisation jusqu'à 1000°C.
- Les composites à matrice céramique (CMC) sont très utilisés dans les domaines d'applications de très haute température plus de 1000°C surtout dans le domaine d'aéronautique.

Comme on peut classer les matériaux composites selon la forme des renforts associés à ces trois types de matrice [02] :

-Les composites a renforts discontinus, dont les dimensions sont très inférieurs aux dimensions de la pièce. Parmi les renforts discontinus, on trouve des fibres courtes monocristallines (wiskers) d'une longueur comprise entre 20 et 100 micromètres et des particules (billes, plaquettes, éclats...) figure (I.1).

-Les composites a renforts continus, dont au moins une dimension est du même ordre de grandeur qu'une dimension de la pièce, figure (I.2). Les renforts continus ou fibres longues ont un diamètre qui varie selon leur nature entre quelques micromètres à plus d'une centaine de micromètres.

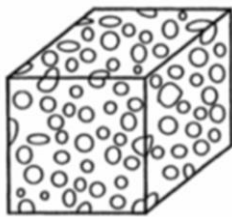


Figure (I.1)- Renforts discontinus

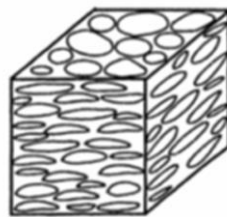


Figure (I.2)- Renforts continus



I.3 Composite laminé ou stratifié

Le composite stratifié [03] est formé de plusieurs plis ou bien couches de différentes orientations, figure 01. Un pli est constitué de plusieurs torons parallèles collés par la matrice, un toron est composé d'un ensemble de fibres, figure (I.3).

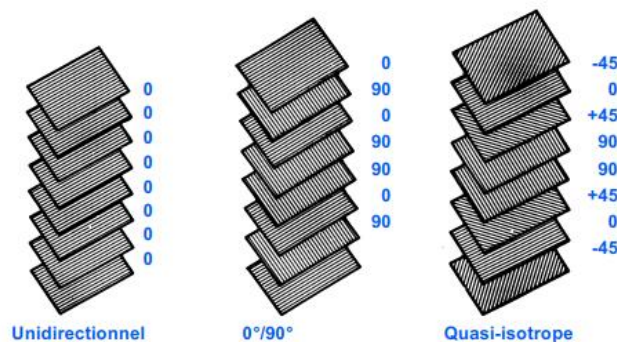


Figure (I.3) -Empilement de couches de différentes orientations [03]

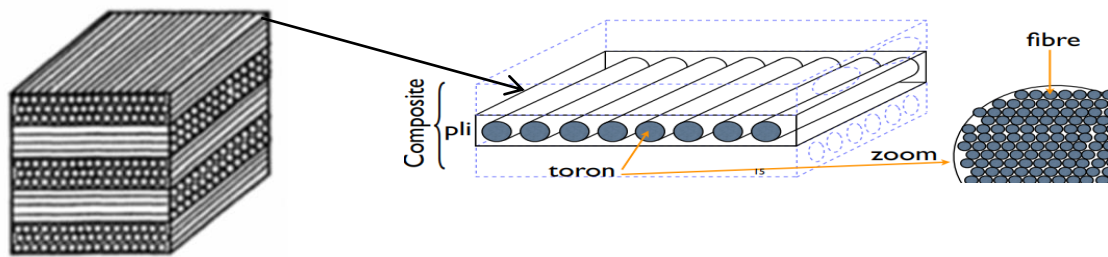


Figure (I.4)-Composition de pli et de toron [03]

I.4. Composite en forme de tissu

Dans les unidirectionnels (UD), figure (I.5) nous avons un assemblage des fibres à l'aide d'autres fibres quand les appelle trames qui sont de même matériau ou d'un différent matériau [04].

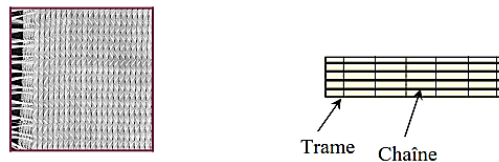


Figure (I.5)-Composite unidirectionnel

Les tissus sont constitués par des fils de chaîne et de trame généralement perpendiculaires entre eux et sont caractérisés par le mode d'entrecroisement pour former une armure.

Toile ou taffetas : Chaque fil de trame passe sur chaque fil de chaîne puis au-dessous et inversement figure (I.6). Les taffetas ont une rigidité relative, surtout pour la mise en œuvre ils sont peut déformables [04].

Sergé : Chaque fil de chaîne passe au-dessus de plusieurs fils de trame et chaque fil de trame passe au-dessus de (m) fils de chaîne. La serge est plus souple que le taffetas. La figure (I.7), présente un sergé 2/2.

Satin : Chaque fil de chaîne passe au-dessus de plusieurs (n-1) fils de trame et réciproquement. Le satin a une forte masse spécifique et il est très souple surtout pour la fabrication des pièces de formes complexes figure (I.8). On réalise généralement de l'armure bi ou tridimensionnelle à cause de la difficulté du déformabilité.

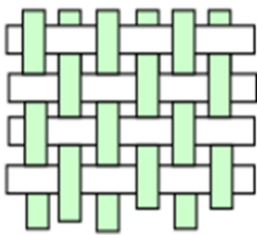


Figure (I.6)- Toile

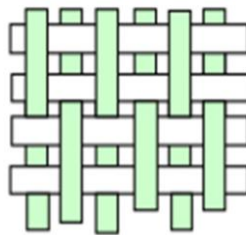


Figure (I.7)- Sergé

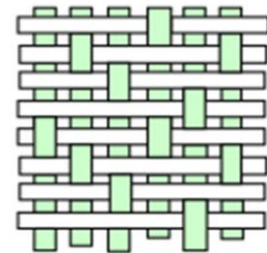
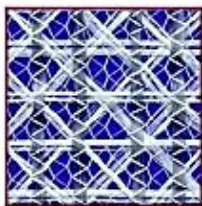


Figure (I.8)- Satin



Tissu multiaxial



Tissu 3D ou tresse

Figure (I.9)- Tissu multiaxial

Les éléments structurels composés de matériaux composites renforcés de fibres sont largement utilisés dans les domaines de haute technologie dans ces dernières années. Leurs applications industrielles se multiplient rapidement en raison de leurs propriétés mécaniques supérieures. Cependant, la communauté des ingénieurs est confrontée à de nombreux problèmes difficiles liés à l'utilisation de ces nouveaux matériaux. Parmi celles-ci, la plus importante est possiblement leur réponse à un impact localisé est l'une des principales considérations dans leur conception.

Le comportement à l'impact de matériaux composites et leurs optimisations ont été étudiées par plusieurs auteurs avec différentes approches scientifiques et sur des différents matériaux composites, on cite dans ce chapitre quelques littératures

I.5 Etat actuel des connaissances

L'objet de cette recherche bibliographique est de cadrer les thèmes liés avec la thèse de Doctorat. Les composites de matrice organique renforcée par des fibres ont eu une grande importance dans la littérature scientifique.

A partir de là l'importance d'une étude pour quantifier la dégradation provoquée par l'impact à faible vitesse.

N. Razali et al. [05] ont analysé la réponse à l'endommagement d'un matériau composite soumis à l'impact à haute vitesse. Les mécanismes d'endommagement ont été classifiés afin de produire un design effectif d'une structure en composite.

Muhammed Tijani ISA et al. [06] ont travaillé sur l'effet de type de fibre et leurs orientations sur la réponse à l'impact à faible vitesse. Le composite étudié est formé d'une matrice en Polyésthère renforcée par quatre différents types de fibres en forme de textile. Les résultats montrent que tous les composites ont un indice de ductilité (DI) supérieur pour des essais réalisés à une énergie d'impact de l'ordre de 27J. Au moyen du microscope électronique à balayage, des ponts de fibres et la fissuration de la matrice ont été observés.

Christophe Bouvet [07] a modélisé l'endommagement à l'impact d'un stratifié et plus précisément l'indentation permanente. Les dommages du délaminage entre les couches, sont classiquement simulés à partir d'éléments d'interfaces modélisés au moyen de la mécanique de la rupture. Dans cette étude il a pris en considération l'effet de l'endommagement de la fissuration matricielle.

C. Lopes et al [08] ont proposé un outil virtuel fiable pour la simulation numérique des dommages d'impact sur les composites stratifiés. Un modèle de matériau continuum pour la simulation des phénomènes de dommages intrapli est mis en œuvre dans un schéma numérique comme un sous-programme utilisateur disponible dans l'ensemble des éléments finis Abaqus. Les délaminations sont simulés au moyen de la technique des éléments cohésifs.

B. Kranthi, Kumar et Lakshmana Kishore [09] ont présenté un travail qui vise à acquérir une compréhension initiale du comportement à l'impact de deux types de résines (Le vinylesther et le polyesther) renforcées par des fibres en verre. Les composites sont alors exposés à l'impact à faible vitesse et haute énergie. De plus, ils ont étudié l'effet de l'ajout d'une couche protectrice en caoutchouc sur la surface des composites. Les modèles d'éléments finis sont formulés avec les logiciels ANSYS / LS-DYNA. Ces modèles sont en mesure de prédire les contraintes approximatives et les contraintes induites dans les stratifiés lors de l'impact qui

sont comparés aux résultats obtenus à partir des essais de chute libre.

Harpreet Singh et Puneet Mahajan[10] ont proposé un modèle de dommages élasto-plastique pour un composite tridimensionnel pour simuler l'endommagement progressif et les dommages induits par la déformation inélastique en cas de l'impact à faible vitesse.

Une subroutine VUMAT est implémentée dans le code ABAQUS / Explicit. Les résultats montrent une bonne concordance du comportement prédit avec les observations expérimentales.

Celal Evci[11] a étudié le comportement mécanique à l'impact à faible vitesse d'un composite unidirectionnel renforcé par des fibres en verre ayant une épaisseur variant de 2 à 8mm. Le composite est soumis à l'impact à des énergies de 4, 6 et 8J/couche. L'énergie dissipée dans le laminé est déterminée par une régression polynomiale du deuxième degré par la relation entre l'énergie dissipée et l'énergie d'impact. Les énergies de pénétration et de perforation augmentent non linéairement en fonction de l'épaisseur du laminé qui exprimée par une fonction de régression puissance.

Baozhong Sun et al. [12] ont mené une recherche sur le comportement à l'impact à faible vitesse d'un composite 3D au moyen de l'appareil modifié de Hopkinson. Le modèle RVE basé sur une microstructure 3D a été développé. Les courbes de charge-déplacement et la morphologie des endommagements ont été obtenus pour analyser les absorptions d'énergie et les mécanismes d'endommagement à l'impact du composite sous différentes vitesses d'impact. Une subroutine VUMAT est développée est incorporée avec le code ABAQUS / Explicit.

J.Bieniaś et al. [13] ont étudié le comportement à l'impact et la caractérisation des dommages d'un stratifié hybride aluminium renforcé par des fibres en carbone (Al / CFRP) par rapport au composite classique renforcé par des fibres en carbone (CFRP). On observe des dégradations internes du matériau, avec des déformations plastiques dans le cas des fibres métalliques. Différents modes d'endommagement ont été observés tels que la fissuration de la matrice (flexion et cisaillement) et à l'interface fibre-matrice. Des endommagements critiques tels que la délamination ont été élucidés.

A. Riccio et al. [14] ont étudié l'effet de la séquence d'empilement sur le comportement d'un composite soumis à l'impact à faible vitesse en tenant en compte de l'évolution de l'endommagement interlaminaire et intralaminaire sous l'action de différentes énergies d'impact. Le code des éléments finis ABAQUS / Explicit est utilisé pour la simulation numérique de l'endommagement.

L'étude de l'évolution de l'endommagement à l'impact et la détermination des seuils de rupture Hertzienne et de la force maximale pour trois types de composites a fait l'objet d'une recherche menée par Celal Evci et Müfit Gülgeç [15]. Le premier composite est un

unidirectionnel renforcé par des fibres en verre, le deuxième est un tissu de fibre en verre tandis que le troisième est en fibre d'Aramide en forme de tissu. Les échantillons ont des dimensions de 100*100mm. Après analyse des résultats, le composite en forme de tissu présente une résistance à l'impact supérieure à l'unidirectionnel.

Y. Shi et al. [16] ont développé un modèle d'éléments finis basé sur la technique des éléments cohésif qui a été implanté dans le code Abaqus/explicit à travers le sous-programme VUMAT. Le composite analysé est en carbone/époxyde de séquence d'empilement $[0/90]_{2s}$ impacté au centre par un impacteur en acier de forme hémisphérique de diamètre 15mm.

Trois énergies d'impact ont été utilisées, il s'agit de (7.35J, 11,03J et de 14.7J). Le délaminage (ou fissuration inter-laminaire) a été modélisée en utilisant les éléments d'interface. Une bonne concordance entre les résultats numériques et ceux obtenus par les essais de chute libre a été observée.

Shuchang Long et al. [17] ont étudié le comportement à l'impact à faible vitesse de deux laminés en carbone/époxyde, le premier de séquence $[45/0/0/45/0/-45/0/45/0/0]_s$ impacté au centre avec une énergie de l'ordre de 11.30J, tandis que le deuxième d'empilement $[45/0/0/0/-45/90/45/0/0/-45/90/45/0]_s$ est impacté avec une énergie de 20.09J. Les tests d'impact ont été effectués dans une tour à chute libre avec un impacteur en Aluminium de diamètre 16mm. Après examen microscopique, on remarque que la surface délaminée est symétriquement distribuée autour du point d'impact.

Pour prédire le comportement des composites soumis à l'impact à faible vitesse, divers modèles sont présentés dans la littérature. Dans ces modèles les dommages évoluent de façon exponentielle ou linéaire avec la déformation. Une méthode pour relier ces paramètres les uns aux autres est suggérée par Harpreet Singh et al. [18]. Les auteurs ont étudié un composite en verre/époxyde. Une subroutine VUMAT en langage fortran est implémentée avec le programme des éléments finis Abaqus. Les résultats numériques ont été comparés à ceux de l'expérimentation afin de pouvoir valider le modèle numérique proposé.

Un modèle d'endommagement du composite basé sur la théorie de continuum endommagement (CDM) est proposé par Eun-Ho Kim et al. [19] pour l'analyse progressive des dommages d'une structure en composite. La loi progressive de dommages qui tient compte de la distribution de Weibull de la résistance du composite a été utilisée dans le modèle d'endommagement. Le modèle de dommage a été mis en œuvre dans le programme ABAQUS /explicit par la subroutine VUMAT.

Tiziana Segreto et al. [20] ont étudié l'influence des conditions d'impact sur la formation des dommages dans les matériaux composites de haute performance, tels que les composites en forme de tissu stratifiés par l'application d'une technique d'évaluation non destructive par ultrasons de pointe, connu sous le nom scanner ultrasonique de volume entier. Cette technique

est basée sur la méthode d'immersion d'écho impulsion et permet l'analyse quantitative de la structure interne dans l'ensemble du volume du composite.

M. Chandrashekar et al. [21] ont fait une estimation qualitative de l'impact. Ils ont développé un système robuste Fuzzy Logic (FLS) pour la détection de dommages de délaminage dans les structures de type plaque composite. Le modèle est basé sur les informations statistiques obtenues à partir des études numériques. La technique Fuzzy logic (FLS) utilise les fréquences modales du composite. Toute tentative de fabriquer des stratifiés ayant tenu à l'endommagement à l'impact à faible vitesse doit commencer par la compréhension de la séquence des mécanismes de rupture. A cet effet, une série de tests d'indentation quasi-statique a été réalisée sur échantillons en carbone / époxyde de type AS4D / TC350 par A. Wagih et al. [22].

M.Yong et al. [23] ont utilisé la technique de l'algorithme génétique (GA) pour optimiser la réponse d'un composite stratifié soumis à l'impact. Deux différents scénarios d'impact sont présentés: l'impact à faible vitesse et à haute vitesse d'une plaque rectangulaire mince. Dans ces cas, l'objectif de l'AG était, respectivement, de minimiser la déflexion maximale et de minimiser la pénétration en faisant varier l'orientation des plis.

O.E. Canyurt et al. [24] ont utilisé un processus de recherche stochastique qui basé sur le principe de l'algorithme génétique (GA), pour l'estimation de la résistance à la traction d'un composite épais de fibre en verre E / Vinylester. Le modèle ainsi développé a été validé avec les résultats expérimentaux.

Ching-Chieh Lin et al. [25] ont utilisés l'algorithme génétique (GA), et la technique des éléments finis pour optimiser la séquence d'empilement d'un composite. Les auteurs ont utilisé la méthode algorithme génétique modifiée qui converge plus rapidement que la technique GA standard.

N. Jansson et al. [26] évaluent les modèles d'approximation utilisés en conjonction avec des algorithmes génétiques. Le modèle d'éléments finis élaboré est basé sur des éléments coques prenant en compte le comportement non-linéaire du matériau. La précision des quatre différentes méthodes d'approximation a été évaluée, les modèles polynomiaux avec et sans sélection à long terme, les fonctions de base radiale et krigeage. Au lieu d'examiner uniquement l'erreur d'approximation moyenne, ils ont proposé une méthode permettant de traiter de grandes erreurs d'approximation.

Andrew J. Goupee et al. [27] ont proposé une méthodologie pour la simulation en deux dimensions et l'optimisation de la distribution matérielle d'un composite de matrice en céramique renforcée par des fibres métalliques par la méthode de Galerkin. La distribution spatiale du volume de céramique est obtenue par interpolation bi cubique des fractions volumiques définies dans un nombre fini de points. Les propriétés effectives du matériau sont

estimées à partir du volume local de fraction des constituants du matériau par la méthode de Mori-Tanaka et le schéma d'homogénéisation.

Jean-Denis Mathias et al. [28] ont travaillé sur l'application d'algorithmes génétiques (GAS) pour l'optimisation d'un patch en composite collé sur une structure métallique. L'objectif est de réduire la valeur de la contrainte maximale. Les AGS sont actuellement utilisés pour optimiser les orientations des séquences des plis.

La conception optimale topologique des structures isotropes /orthotropiques minces est réalisées via les algorithmes génétiques, Luigi Iuspa et al. [29] ; une méthode a été développée et utilisée pour l'analyse paramétrique des structures en forme de plaques ou de panneaux renforcer de section arbitraire soumis au flambage.

P. Badalló et al.[30] présentent une étude comparative de trois algorithmes génétiques : Archive-based Micro Genetic Algorithm (AMGA), Neighborhood Cultivation Genetic Algorithm (NCGA) and Non-dominate Sorting Genetic Algorithm II (NSGA-II) considérant trois stratégies différentes pour la population initiale. Les objectifs de l'optimisation étaient de minimiser la masse et de maximiser la charge critique au flambement.

Z. Yang et al.[31] dans leur étude, basée sur la conductivité intégrée (y compris la conductivité et la résistance à la traction) des données expérimentaux d'un composites de fibre en carbone et de matrice ABS. Un modèle a été développé en utilisant l'optimisation par algorithme génétique- vecteur de régression de moindres carrés (GA-LSSVR).

X. Legrand et al. [32], ont mis au point une procédure d'optimisation en utilisant l'algorithme génétique a été appliquée pour définir une orientation optimale des fibres dans un stratifié unidirectionnel, dans lequel les fibres ont été autorisées à varier de façon continue dans le domaine. Le domaine a été divisé en éléments finis à deux dimensions et des propriétés anisotropes correspondantes à un stratifié de fibres en carbone ayant toutes les couches alignées dans la direction de l'axe du stratifié.

M. Abouhamze, M.Shakeri [33] ont travaillé sur l'optimisation multi-objectif de la séquence d'empilement des panneaux stratifiés cylindriques, par rapport à la première fréquence propre et la charge critique de flambage, en utilisant la méthode de la sommation pondérée. Pour améliorer la vitesse du processus d'optimisation, les réseaux de neurones artificiels sont utilisés pour reproduire le comportement de la structure à la fois en vibration libre et les conditions de flambage. Afin de trouver la solution optimale, un algorithme génétique est mis en œuvre.

G. Narayana Naik et al.[34] ont optimisé le poids minimal d'un composite en se basant sur la mécanique de la rupture, et le critère de Tsai-Wu. La modèle englobe le mécanisme de rupture de la fibre, de la matrice et l'apparition des ponts de fibres. L'algorithme génétique est utilisé

pour l'optimisation. Le processus d'optimisation est effectué en utilisant un algorithme génétique (GA), associée à la méthode d'éléments finis (FEM) pour l'analyse structurelle. Le GA est adapté avec des opérateurs spéciaux et des variables codifiées pour l'optimisation des structures en composite stratifiées F.S. Almeida et al. [35]. Deux cas d'optimisation multi objectif d'une plaque sous charge transversale ou dans le plan sont étudiés. Dans ces cas, la minimisation de deux objectifs, tels que le poids et la déflexion ou le poids et le coût, sont simultanément effectués.

David Keller et al. [36] ont proposé une approche d'algorithme évolutif destiné à l'optimisation globale des angles des plis dans les composites stratifiés. Les opérateurs de variation génétique sont adaptés aux propriétés particulières des problèmes d'optimisation de l'angle de pli.

B.G. Falzon et al. [37] ont présenté une approche de design permettant de retarder la rupture catastrophique dû au post-voilement de panneaux en composite sensible aux instabilités secondaires.

L. Marín et al. [38] ont développé une procédure d'optimisation géométrique d'un panneau en composite de séquence d'empilement classique $[\pm 45/90/0]_s$ renforcé par des raidisseurs en composite en utilisant l'analyse statique et en tenant en compte des effets hygrothermiques. La réponse du panneau est obtenue par un système de réseau de neurones en utilisant les résultats des éléments finis et, dans une deuxième étape, un problème d'optimisation multi-objectif est résolu en utilisant un algorithme génétique. La charge de compression et l'humidité relative dans l'air est supposée constante.

Gyeong-Chan Lee et al. [39] ont utilisé l'optimisation pour augmenter la charge de cylindres en composites sandwich sous pression hydrostatique externe. Le code MSC- Nastran a été utilisé pour l'analyse par éléments finis, tandis qu'un algorithme micro-génétique a été utilisé pour l'optimisation.

DongSeop Lee et al. [40] ont travaillé sur les structures en composites hybrides (HCSS) qui sont constituées de couches de polymère renforcé par des fibres et des feuilles de métal. Les auteurs ont mis au point une procédure d'optimisation basée sur l'algorithme génétique multi objective couplé à la méthode de conception robuste. Deux applications sont considérées; la première est de maximiser la rigidité de la structure, tout en minimisant son poids total par une optimisation de la conception multi-objectif. La deuxième application considère une optimisation robuste multi-objectif Design (RMDO) pour réduire le poids total de la structure et de réduire au minimum les

deux; le déplacement moyen normalisé et les écarts-types de déplacement, en tenant compte des cas de charges critiques.

I.B.C.M. Rocha et al. [41] ont utilisé un algorithme génétique basé sur le modèle d'Island combinant les deux méthodes de calcul parallèle MP et le MPI. Les résultats ont permis un gain considérable en temps d'exécution à cause de l'implémentation parallèle permettant l'emploi d'une procédure d'analyse par éléments finis.

Une procédure optimale englobant l'algorithme génétique et la méthode NURBS basée sur l'analyse isogéométrique par éléments finis est proposé pour la détermination de la portance maximale de plaques en composites stratifiées, Tuan Le-Manh et Jaehong Lee [42]. Le comportement non linéaire des plaques, y compris la flexion, le flambage et post flambage sont étudiés ; les orientations de fibres sont les variables de design.

Haichao An et al.[43] on optimisé le nombre et l'orientation des séquences d'empilement et leur tailles au moyen de l'algorithme génétique à deux niveaux d'approximation. Avec une procédure simple, l'algorithme génétique est utilisé pour résoudre les problèmes de premier niveau d'approximation incluant les deux types de variables, tandis que l'approximation à deux variables est utilisée pour le calcul de la finesse des variables.

Xinwei Fu et al. [44] ont intégré dans un modèle les réseaux neurones et l'algorithme génétique une modélisation multi-échelle et l'optimisation des panneaux raidies en composites tissés en trois dimensions. La technique des réseaux neurones est utilisée pour générer une réponse approximative pour le design optimale de la structure afin d'accroître son efficacité et l'applicabilité.

La minimisation du coût et de la masse peut être réalisée par une optimisation multi-objectif; Matthias De Munck et al. [45]. Ils ont employé une méthodologie originale combinant un algorithme génétique (NSGA-II) non dominant et le méta-modèle pour trouver toutes les solutions optimales. L'algorithme d'optimisation permet en outre de mieux comprendre l'influence de différents paramètres tels que les dimensions de la plaque et la classe du béton sur le poids et le coût de la poutre hybride (composite-béton).

O.E. Canyurt, C.Meran [46] ont étudié le comportement en fatigue de rainure et de languette collés par un adhésif époxyde. Des tests cycliques axiaux ont été effectués sous différentes configuration de design et les effets des paramètres de conception ont été évalués.

Chapitre II

THEORIE DE L'IMPACT

II.1 Introduction

On définit l'impact comme un contact soudain d'un corps en mouvement avec une barrière immobile, ou le choc d'un corps avec un autre de taille beaucoup plus grande que lui. Pendant la fabrication ou la maintenance des pièces en composite, souvent soumises à des impacts basses vitesses dus à des chutes d'outils de maintenance sur cette dernière ou la chute de ces pièces sur le sol. Ces impacts influent directement sur la résistance résiduelle sans laisser aucune marque visible sur la surface extérieure [47].

Les dommages créés par les impacts sont détectés ou non tout dépend de la méthode d'inspection. Plus les méthodes sont avancées, telles que l'inspection par ultrasons ou des rayons X, on peut détecter les plus petites tailles de dégâts, par exemple la figure (II.1) montre l'évolution de la surface délaminée en fonction de la méthode d'inspection [48].

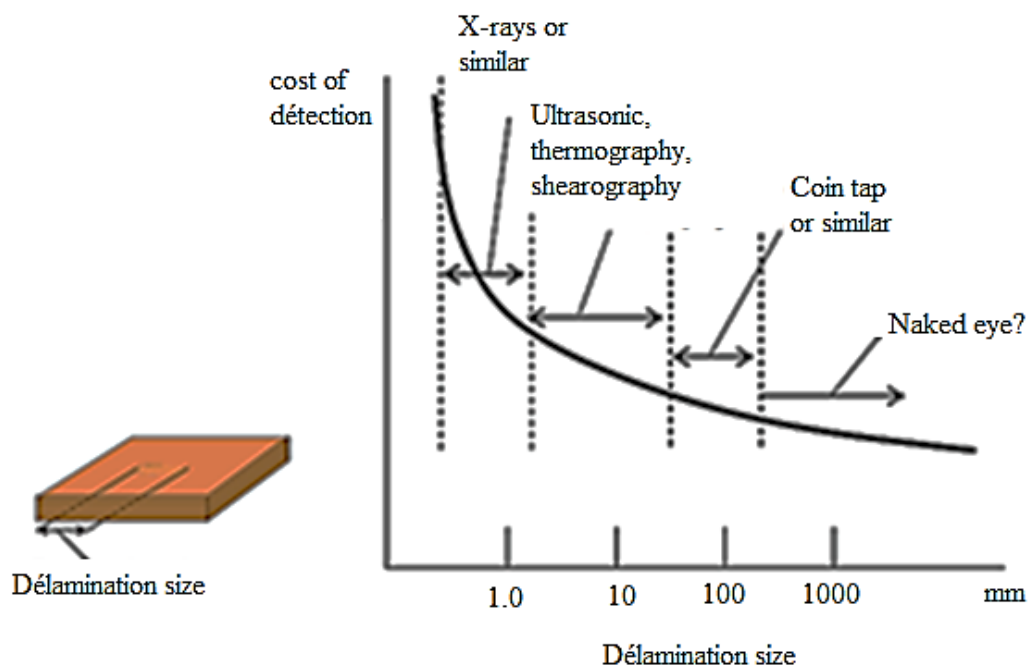


Figure (II.1)- Relation approximative entre les méthodes d'inspection

II.2 Différents dommages d'impact

Les matériaux composites ont une grande capacité d'absorber l'énergie à cause de leur ductilité, ou on peut grouper les endommagements subis par les structures composites en trois formes (Figure (II.2)) [49,50] :

- 1- la fissuration matricielle,
- 2- le délaminage
- 3- les ruptures de fibres:

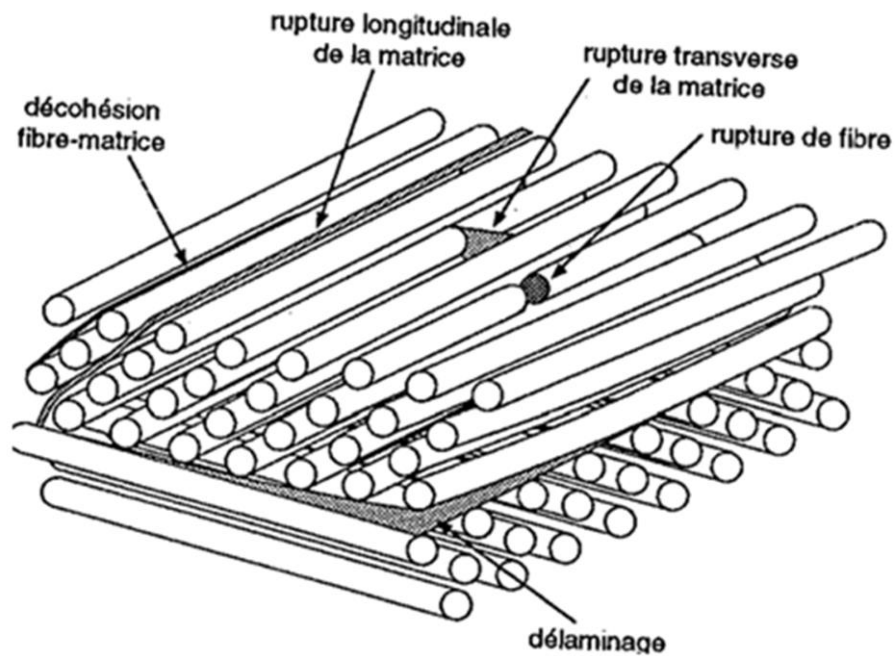


Figure (II.2)- Différents endommagement

Lors d'un impact les dommages sont entourés autour du point d'impact en formant un tronc de cône (Figure (II.3)).

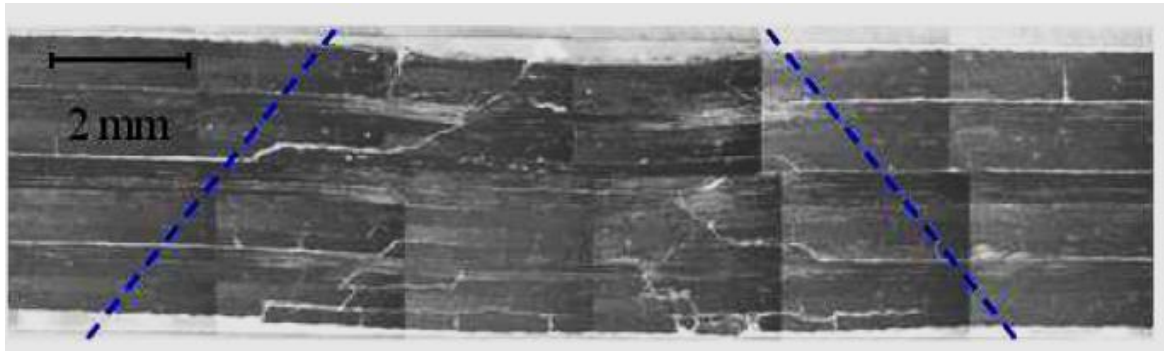


Figure (II.3)- T700GC/M21 impacté à 30 Joules [51]

II.2.1 Empreinte permanente

L'empreinte permanente c'est la trace qui a laissé l'impacteur sur la face impacte du composite pour certain niveau d'énergie d'impact important et qu'on appelle indentation. La profondeur de cette indentation détermine la détectabilité des dommages lors d'une inspection visuelle [50].

II.2.2 Ruptures matricielles et décollement de fibres

A cause des propriétés mécaniques faibles de la matrice (généralement résine), le premier type d'endommagement induit par l'impact à basse vitesse est l'endommagement matriciel. On le trouve sous forme de fissuration et de décollement fibre-matrice. L'endommagement de la matrice on le trouve généralement dans la direction des fibres comme scission [52,53].

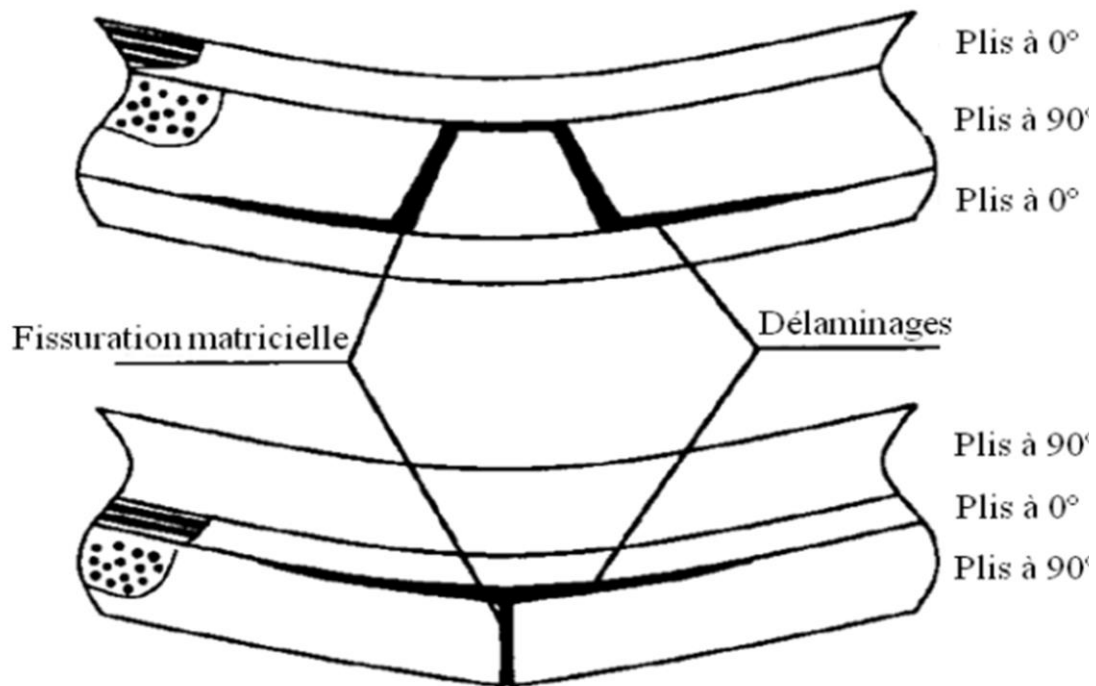


Figure (II.4)- Différents types de rupture

La figure (II.4) montre le scénario d'endommagement matriciel et interlaminaire lors d'un impact à basse vitesse par un rouleau [54]. En haut, la fissuration de la matrice est débutée ou bien amorcée par le cisaillement dans l'épaisseur du stratifié. En bas, la fissuration matricielle est débutée par la traction liée à la flexion du stratifié.

II.2.3 Délaminage

Le délaminage c'est une fissuration qui se produit entre les plis ou bien le décollement des plis, il se produit en général dans les zones riches en résine qui colle les deux plis adjacents d'orientation de fibres différentes, figure (II.6). Cette fissuration se propage d'une interface à une autre jusqu'à quelle rencontre un pli d'orientation différent [55].

On distingue 3 modes principaux de fissuration (Figure (II.5)) :

- 1- Mode I: mode d'ouverture (a)
- 2- Mode II: mode de cisaillement plan (b)
- 4- Mode III: Mode de cisaillement anti-plan(c)

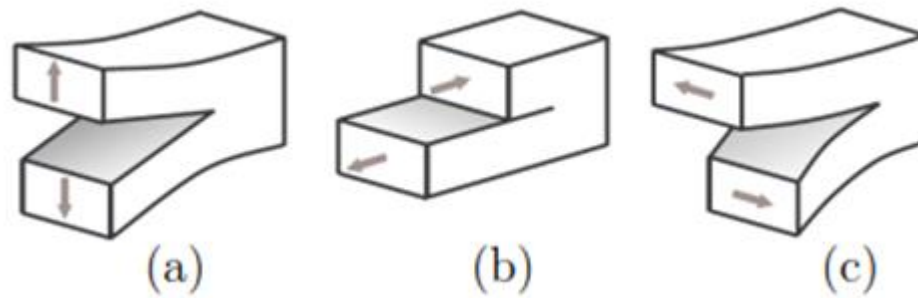


Figure (II.5)- Modes de fissuration

II.2.4 Rupture de fibres

Rupture des fibres c'est la fin de la vie du composite. Lors de l'impact à basse vitesse les surfaces non impactées subissent une grande flexion qui cause la rupture des fibres malgré leur grande résistance, figure (II.6).

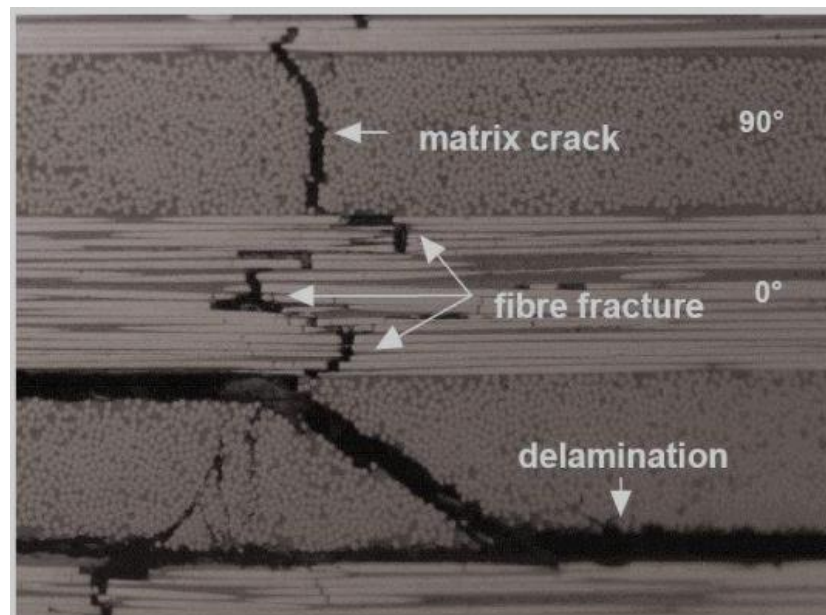


Figure (II.6)- Coupe micrographique d'un composite stratifié unidirectionnel impacté [56]

II.3 Classification des impacts

Les impacts sont classifiés de plusieurs façons. Soit une classification à partir de la vitesse d'impact, selon l'endommagement laissé par l'impacteur ou bien selon l'énergie d'impact.

II.3.1 Classification selon la vitesse d'impact

Abir Al-Maghribi a classé l'impact selon les grandeurs de la vitesse [57] :

Impact à basse vitesse : Entre 0 et 50 m/s

Ces impacts sont dus de la chute d'un outil lors de la maintenance, et des chocs mous, comme les débris de pneus éclatés notamment, que de chocs durs, pour les outils métalliques.

Impact à vitesse modérée : Entre 50 et 200 m/s

Ils sont produits généralement pendant des phases où l'aéronef est en l'air. Dans cette gamme de vitesse, on retrouve des chocs mous avec des énergies très élevés qui sont produits par l'impact des oiseaux au début du vol pendant le décollage ou bien l'atterrissage.

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

Ces impacts sont à prendre en compte pour les aéronefs militaires car il s'agit pour la plupart d'impacts balistiques.

II.3.2 Classification selon dommages créés

Liu et Malvern préfèrent un classement des impacts en fonction des dommages créés au sein du stratifié [50].

Impacts à basse vitesse : sont ceux pour lesquels surviennent uniquement de la fissuration matricielle et des délaminages.

Impacts à haute vitesse : sont ceux au cours desquels surviennent des ruptures de fibres induites par la pénétration progressive de l'impacteur dans la cible.

II.4 Théorie de l'impact

L'équilibre dynamique de l'impacteur est obtenu par la loi de Newton par [58]

$$m_i \ddot{w} + F_c = 0 \tag{II.1}$$

La loi de contact d'Hertz :

$$F_c = k\alpha_1^{3/2} \quad \text{Pour le chargement} \tag{II.2}$$

$$F_c = F_m \left[\frac{\alpha_i - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right]^{5/2} \quad \text{Pour le déchargement}$$

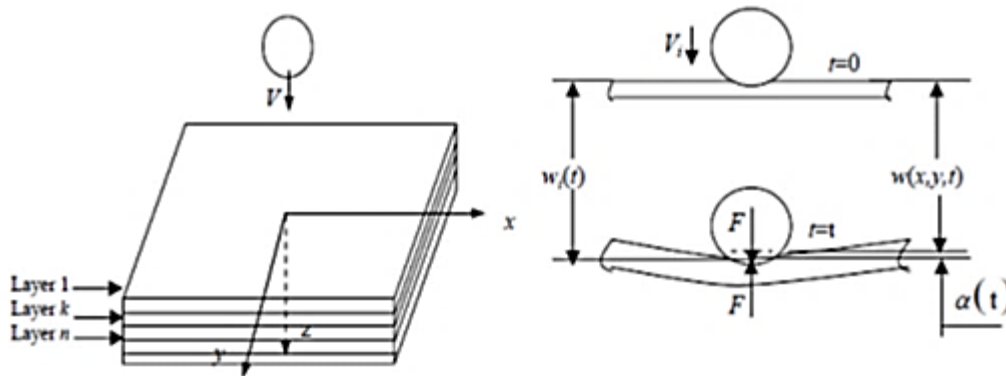


Figure (II.7)- Modèle de base de l'endommagement à l'impact

$\alpha_i(t) = w_i(t) - w_s(t)$ représente la profondeur de l'indentation, w_i et w_s respectivement, les déplacements de l'impacteur et le déplacement du point sur la surface moyenne de la plaque au-dessous du point de contact à l'instant t . F_m est la force de contact maximum juste avant le déchargement, α_m est l'indentation quand la force de contact atteint sa valeur maximale F_m .

L'indentation permanente est déterminée par l'expression suivante:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= 0 && \text{Quand } \alpha_m < \alpha_{cr} \\ \alpha_0 &= \alpha_m \left[1 - \left[\frac{\alpha_{cr}}{\alpha_m} \right]^{2/5} \right] && \text{Quand } \alpha_m \geq \alpha_{cr} \end{aligned} \quad (\text{II.3})$$

α_{cr} est connu comme l'indentation critique. L'expression de k , de la raideur de contact modifiée, dans l'équation (II.2) pour les matériaux composites est donnée par :

$$K = \frac{4}{3} \sqrt{r_i} \left[\frac{1}{\frac{(1-\nu_j)}{E_1} + \frac{1}{E_2}} \right] \quad (\text{II.4})$$

Avec : r_i , ν_j et E_i sont le rayon, le coefficient de Poisson, et le module d'élasticité de l'impacteur, E_2 est le module transversal de la plus haute couche du composite.

II.5 Mécanique des stratifiés

II.5.1 L'hypothèse de Kirchoff

D'ans la théorie des plaques l'hypothèse de Kirchoff stipule que toute section perpendiculaire au plan moyen reste plane et perpendiculaire à ce plan moyen déformé [59].

$$\begin{aligned} U(x, y, z) &= U^0(x, y) - z \frac{\partial W^0}{\partial X} \\ V(x, y, z) &= V^0(x, y) - z \frac{\partial W^0}{\partial Y} \\ W(x, y, z) &= W^0(x, y) \end{aligned} \quad (\text{II.5})$$

II.5.2. Relation déplacements déformations

$$\begin{aligned} \varepsilon_x(x, y, z) &= \frac{\partial U}{\partial X} = \frac{\partial U^0}{\partial X} - z \frac{\partial^2 W^0}{\partial X^2} \\ \varepsilon_y(x, y, z) &= \frac{\partial V}{\partial Y} = \frac{\partial V^0}{\partial Y} - z \frac{\partial^2 W^0}{\partial Y^2} \\ \gamma_{xy}(x, y, z) &= \frac{\partial V}{\partial X} + \frac{\partial U}{\partial Y} = \frac{\partial V^0}{\partial X} + \frac{\partial U^0}{\partial Y} - z \left(\frac{\partial^2 W^0}{\partial XY} - \frac{\partial^2 W^0}{\partial YX} \right) \end{aligned} \quad (\text{II.6})$$

La relation entre la déformation dans un plan quelconque avec la déformation du plan milieu est donnée par :

$$\varepsilon_x(x, y, z) = \varepsilon_x^0(x, y) + zK_x^0(x, y)$$

$$\varepsilon_y(x, y, z) = \varepsilon_y^0(x, y) + zK_y^0(x, y)$$

$$\gamma_{xy}(x, y, z) = \gamma_{xy}^0(x, y) + zK_{xy}^0(x, y)$$

Avec :

$$K_x^0 = \frac{\partial^2 W^0}{\partial y^2}$$

$$K_y^0 = \frac{\partial^2 W^0}{\partial x^2}$$

$$K_{xy}^0 = -2 \frac{\partial^2 W^0}{\partial x \partial y}$$

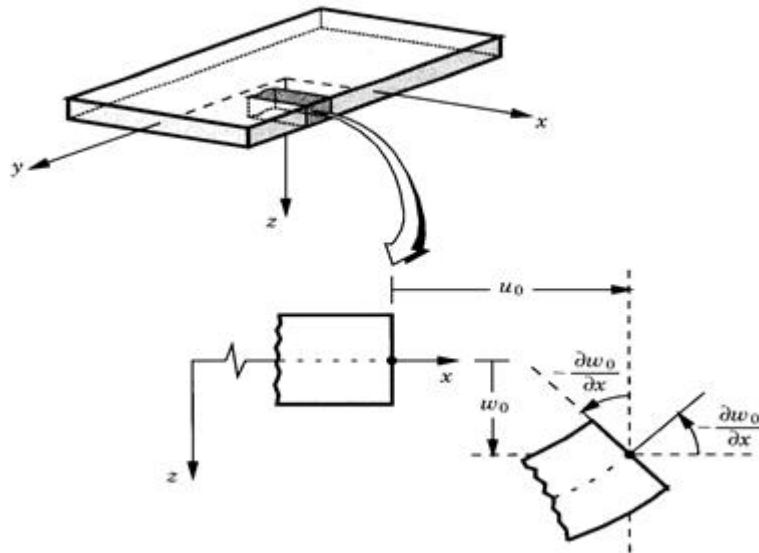


Figure (II.8)- La géométrie déformée et indéformée de la plaque selon l'hypothèse de Kirchhoff

II.5.3 Relation contraintes déformations

Dans le repère local de chaque pli les contraintes sont données par [60,58] :

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} \quad (II.7)$$

$$Q_{11} = E_1 (1 - \nu_{12} \nu_{21})$$

$$Q_{22} = E_2 (1 - \nu_{12} \nu_{21})$$

$$Q_{12} = E_2 \nu_{12} (1 - \nu_{12} \nu_{21})$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

Et dans le repère global nous avons :

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} \quad (\text{II.8})$$

Les coefficients de rigidité sont donnés par l'équation (II.9)

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11} m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2 n^2 + Q_{22} n^4$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} n^4 + Q_{22} - 4Q_{66})m^2 n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2 n^2 + Q_{22} m^4 \quad (\text{II.9})$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2 n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66} - 2Q_{66})m^3 n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})mn^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3$$

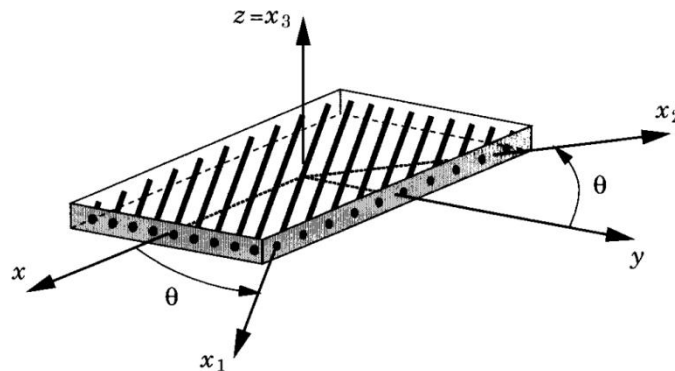


Figure (II.9)- Orientation du pli [58]

Où:

$$m = \cos(\theta), n = \sin(\theta)$$

θ : Angle d'orientation du pli

E_1 : Module élastique selon la direction 1

E_2 : Module élastique selon la direction 2

G_{12} : Module de cisaillement dans le plan 1-2

Les forces dans le plan et les moments de courbures sont calculées par l'équation (II.3).

II.5.4 Relation efforts résultants et déformations

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\epsilon\} \\ \{K\} \end{Bmatrix} \tag{II.10}$$

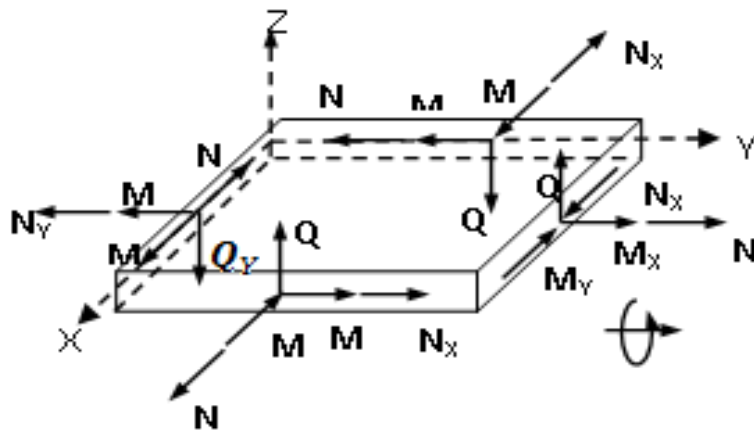


Figure (II.10)- Moments fléchissant et les efforts de cisaillement

Les matrices A, B and D sont calculées par l'équation (II.11).

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] t_k \\ D_{ij} &= \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] \left(t_k \bar{z}_k^2 + \frac{t_k^3}{12} \right) \\ B_{ij} &= \sum_{k=1}^n [\bar{Q}_k] t_k \bar{z}_k \end{aligned} \tag{II.11}$$

Avec :

t_k : Epaisseur du pli

Pour le plan moyen nous avons

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{K^0\} \end{Bmatrix} \quad (II.12)$$

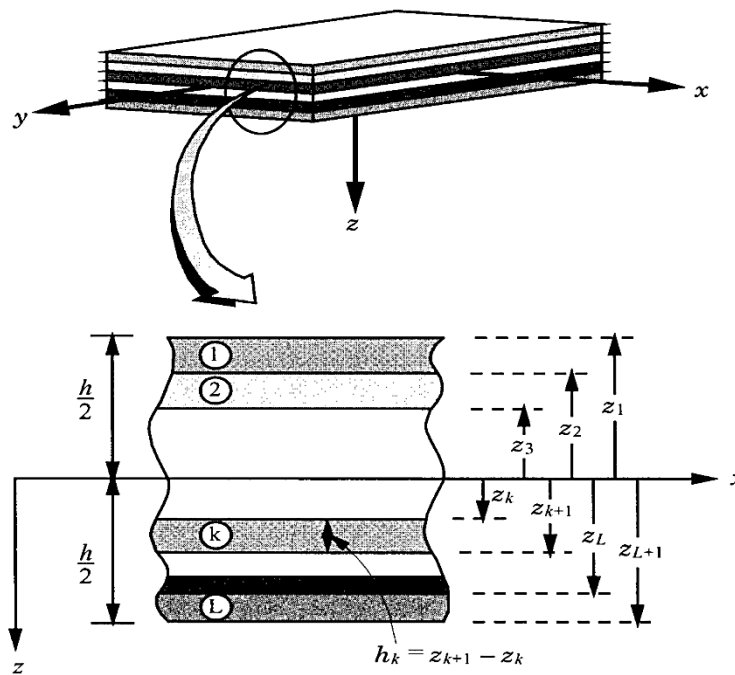


Figure (II.11)- Système de coordonnées et numérotation du stratifié [58]

II.5.5 Déformation dans chaque pli

Les déformations du plan moyen de chaque pli :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x^0 \\ K_y^0 \\ K_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} \quad (II.13)$$

Après avoir déterminé les déformations du plan moyen, on peut calculer les déformations ϵ_x , ϵ_y et γ_{xy} d'un pli k en fonction de la position z par rapport au plan moyen de ce pli avec l'équation :

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} K_x^0 \\ K_y^0 \\ K_{xy}^0 \end{Bmatrix} \quad \text{II.14)}$$

Ces déformations sont ensuite multipliées par la matrice $[\bar{Q}]$ de ce pli afin d'obtenir les contraintes dans le système de coordonnées (x, y) .

II.6 Critères d'endommagement

La figure (II.12), montre le diagramme de la contrainte maximale en fonction de la déformation de l'essai de traction sur une éprouvette de matrice sans fibres et sur des fibres pures. Lorsqu'on associe les fibres avec la matrice, si l'effort est dans le sens des fibres une contrainte trop importante provoque une déformation des fibres plus grande que leur déformation maximale admissible ϵ_u^f : Les fibres se cassent. La déformation maximale admissible des fibres, combinée au module d'élasticité longitudinale E_L , détermine donc la contrainte maximale admissible pour le pli unidirectionnel [54-61].

Dans la direction transversale, la rupture d'un composite unidirectionnel se produit lorsque la contrainte appliquée est plus grande que la contrainte admissible de la matrice ou à la contrainte admissible de l'interface fibre/matrice. Plus généralement, nous pouvons dire que la rupture dans un pli unidirectionnel apparaît si la fibre ou la matrice ou l'interface fibre/matrice se rompt. La rupture d'un pli c'est le début d'endommagement d'un laminé.

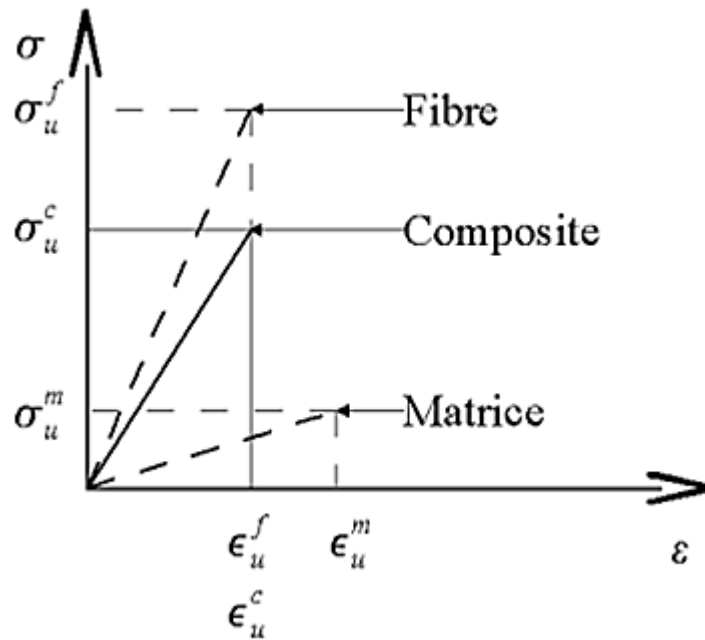


Figure (II.12)- Courbe de traction

II.6.1 Critère de contrainte maximale

Intuitivement, on peut supposer que la rupture d'un matériau orthotrope se produit lorsque que la contrainte maximale est atteinte, soit en traction soit en cisaillement.

$$\begin{aligned}
 -X_c &\leq \sigma_{11}^{\text{ortho}} \leq X_t \\
 -Y_c &\leq \sigma_{22}^{\text{ortho}} \leq Y_t \\
 -S_{LT} &\leq \sigma_{12}^{\text{ortho}} \leq S_{LT}
 \end{aligned}
 \tag{II.15}$$

Avec :

X_t et X_c la résistance longitudinale en traction et en compression.

Y_t et Y_c la résistance transversale en traction et en compression.

S_{LT} la résistance en cisaillement suivant 1-2.

II.6.2 Critère de Tsai - Wu

Lorsque le chargement n'est plus un chargement simple, il faut utiliser un critère

énergétique analogue au critère de Von Mises d'élasticité isotrope. C'est le critère de Tsai et Wu.

$$F_{11} \sigma_1^2 + 2 F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 \leq 1 \quad (\text{II.16})$$

Avec :

$$F_1 = 1/X_t - 1/X_c$$

$$F_2 = 1/Y_t - 1/Y_c$$

$$F_{11} = 1/(X_t X_c)$$

$$F_{22} = 1/(Y_t Y_c)$$

$$F_{66} = 1/S_{IT}^2$$

Ces cinq premiers paramètres sont issus d'expérience de traction et de compression dans les deux directions d'orthotropie et de cisaillement pur (dans le repère d'orthotropie). Le paramètre de couplage F_{12} est quant à lui beaucoup plus difficile à déterminer, il nécessite un essai de traction biaxiale selon les directions d'orthotropie ou un essai de traction à 45° des directions d'orthotropie. En pratique, ce coefficient est le plus souvent considéré comme un paramètre empirique, ajusté en fonction des résultats expérimentaux. On définit le paramètre de résistance d'interaction :

$$F_{12}^* = F_{12} / (F_{11} F_{22})^{0.5} \quad (\text{II.17})$$

Si aucune donnée n'est disponible, la valeur par défaut de F_{12}^* est -1/2.

II.6.3 Critère de Tsai-Hill

On utilise le critère de Tsai-Hill si la résistance en traction est égale à la résistance en compression, qui s'écrit en contraintes planes :

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{S_{LT}}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} \geq 1 \quad (\text{II.18})$$

*Chapitre III***THEORIE DES ALGORITHMES GENETIQUES****III.1 Historique des algorithmes génétiques**

Actuellement les algorithmes génétiques sont utilisés pour les calculs d'optimisation, ces algorithmes évolutionnaires sont basés sur les principes de la survie des structures les mieux adaptées.

Les premières recherches ont commencé à partir des années 1950 pour les appliquer à l'ingénierie. Mais ces travaux sont limités en raison des connaissances insuffisantes, de la génétique naturelle et l'inexistence d'outil informatique apte. A partir des années 60 les travaux sur les algorithmes génétiques ont augmenté d'une façon exponentielle comme les travaux de John Holland en 1962 [62]. L'utilisation des AGs pour l'optimisation est conçue pour les fonctions dont la taille de l'espace de recherche est assez importante et comporte plusieurs variables [63].

III.2 Définitions de base des algorithmes génétiques

On cite quelques définitions des constituants des algorithmes génétiques adoptés pour les matériaux composites, figure (III.1) [64].

Population : c'est un ensemble d'individus, qui est généré de façon aléatoire selon le nombre de chromosome.

Individu : est un membre de la population qui porte plusieurs chromosomes.

Chromosome : c'est un ensemble de variables pour l'individu.

Gène : c'est un segment de base de chromosome. Il caractérise la valeur d'une variable de la solution au problème que traite l'algorithme génétique.

Locus : c'est la position du gène dans le chromosome.

Allèle : c'est un symbole pour coder un gène. Dans la génétique naturelle on utilise quatre lettres ATCG, ou en général on utilise un alphabet binaire 1 ou 0.

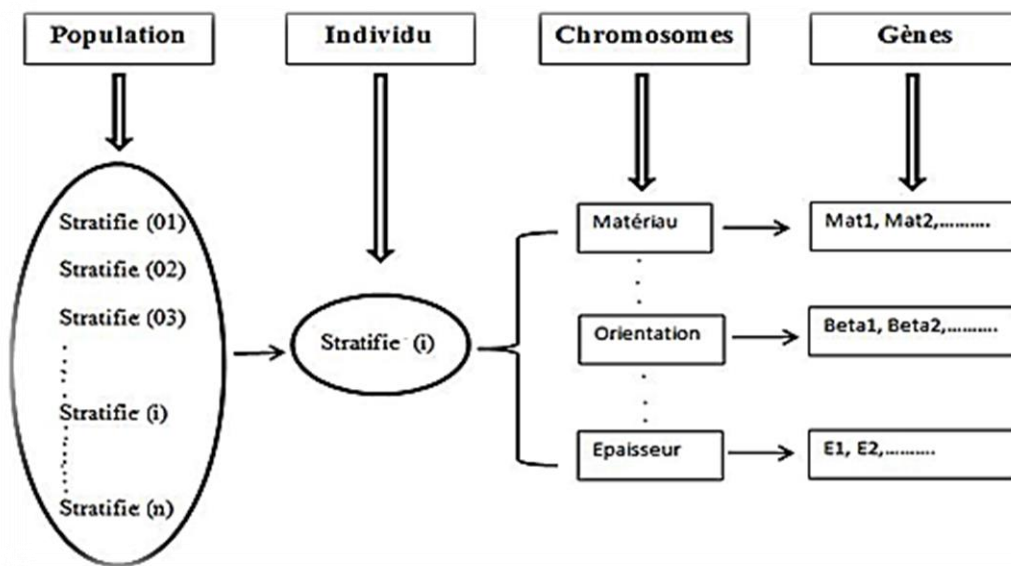
Mutation : changement aléatoire d'un allèle au cours de la phase de reproduction.

Croisement : échange de position entre des allèles de deux gènes de deux individus différents.

Reproduction : duplication par croisement et mutation des chromosomes pour donner naissance à de nouveaux individus.

Fonction objective : fonction quantifiant les performances d'un objectif visé : masse minimum, résistance maximum, ...

Fonction d'adaptation ou fonction de performance : fonction regroupant plusieurs fonctions objectives et quantifiant les performances d'un individu avec une valeur numérique.



Figure(III.1)- Structure des constituants de l'AG

III.3 Principes

Un algorithme génétique recherche sur un espace de données les extrema ou l'optimum d'une fonction définie. L'utilisation d'algorithme génétique nécessite les éléments suivants [66]:

1. Un principe de codage de l'élément de population.
2. Un mécanisme pour générer la population initiale.
3. Une fonction pour évaluer les individus qu'on appelle fonction d'optimisation ou fitness.
4. Des opérateurs permettant de diversifier la population au cours des générations.

5. Des paramètres de dimensionnement : la taille de la population, nombre total de générations ou critère d'arrêt, probabilités d'application des opérateurs de croisement et de mutation.

La figure (III.2) présente les étapes d'un algorithme génétique simple :

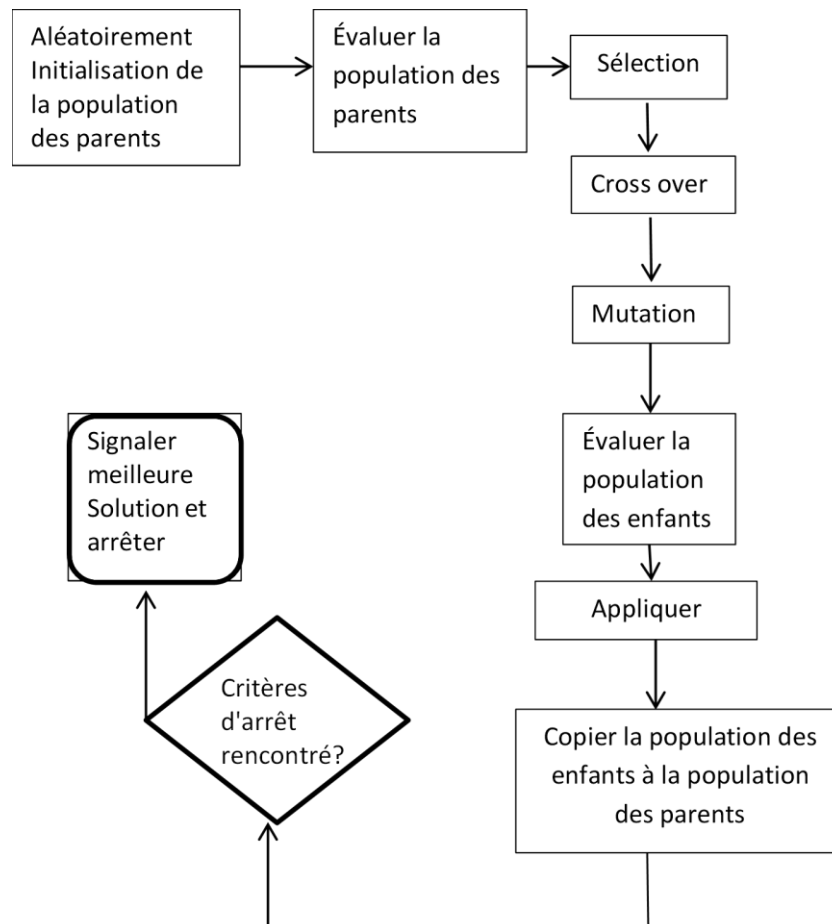


Figure (III.2)- Les étapes d'un algorithme génétique simple [65]

III.4.1.2 Le codage réel

On utilise le codage réel surtout lorsqu'on cherche le maximum d'une fonction réelle.

Chromosome A

1	3	6	2	5	8	4	7
---	---	---	---	---	---	---	---

Chromosome B

6	1	3	2	7	4	5	8
---	---	---	---	---	---	---	---

III.4.2 Génération de la population initiale

C'est la première étape qui commencée par le choix d'un ensemble d'individus ou solutions qui sont générée de façon aléatoire pour former la population initiale. Elle est très importante la création de la population initiale pour obtenir une population d'individus non homogène qui sera la base de travail pour les générations futures.

Le choix et la création de cette population initiale est très important pour que la convergence vers l'optimum global soit rapide. Dans le cas où nous n'avons pas des limites du problème à résoudre, il faut qu'on répartisse la population initiale sur tout le domaine de recherche.

III.4.3 La fonction d'adaptation

Pour évaluer un individu mieux adapter qu'aux autres, on utilise une fonction d'adaptation qui lie chaque individu a une valeur, cette fonction est appelée aussi fitness [66].

III.4.4 Les opérateurs de reproduction

Pour faire l'évolution et la reproduction on a besoin de trois opérateurs : la sélection pour sélectionner, le croisement et la mutation pour créer, et un opérateur optionnel, l'élitisme pour évaluer et reproduire [66].

III.4.4.1 La sélection

La sélection sert à choisir dans l'ensemble de la population les meilleurs individus qui participeront à la reproduction et qui ont plus de chance de survivre.

Nous présenterons ici les deux méthodes les plus connus.

La roulette

Cette méthode est la plus connue et la plus utilisée. La roue est divisée selon le nombre d'individus dans la population. La taille de chaque secteur qui correspond à chaque

individu est proportionnel à l'adaptation de chacun d'eux. Les individus les mieux adaptés ont donc plus de chance d'être tirés au sort lors du déroulement du jeu, figure (III.4).

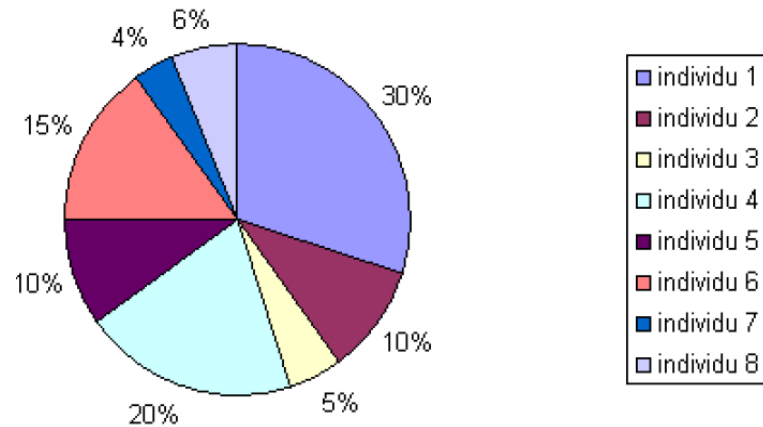


Figure (III.4)- La roulette

Le tournoi

Comme dans les tournois du sport (foot), il fait affronter deux ou plusieurs individus afin que le meilleur gagne, figure (III.5) [66].

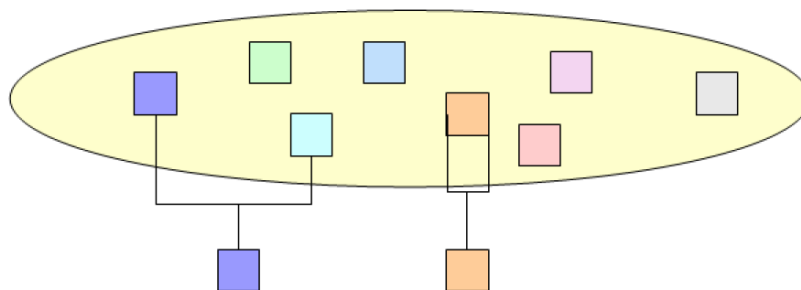


Figure (III.5)- Le tournoi entre deux individus avec rééligibilité

III.4.4.2 Le Croisement ou crossover

L'opérateur de croisement génère des couples d'enfants, il est appliqué avec une probabilité P_c (généralement autour de 0.6) et d'autres éléments P sont sélectionnés en fonction de leur adaptation.

On prend deux parents qui sont présentés par des chromosomes (chaînes de bits) et on effectue un découpage à un point quelconque pour obtenir deux nouveaux enfants, chaque enfant porte les deux chromosomes des deux parents, figure (IV.6).

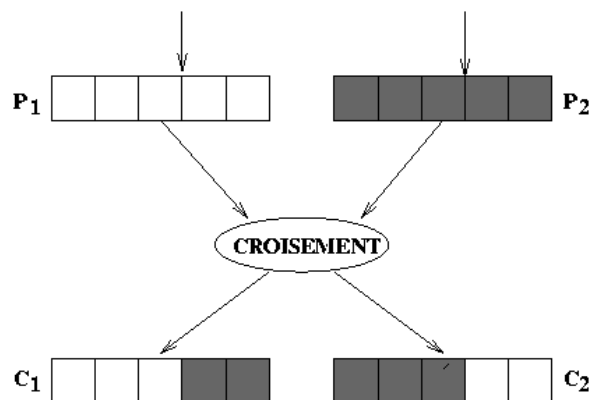


Figure (III.6)- Découpage a un point

On peut découper le chromosome non pas en 2 sous-chaînes mais en 3, 4,.. figure (III.7).

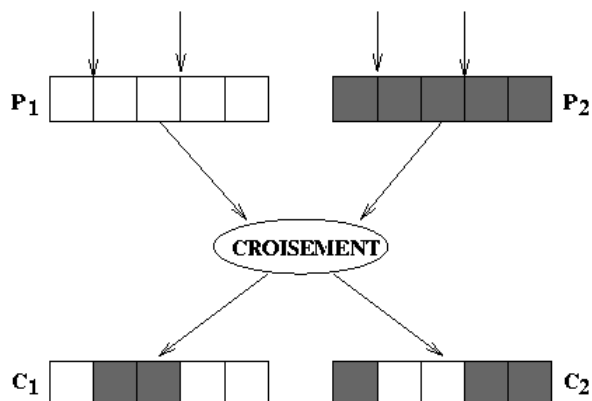


Figure (III.7)- Découpage à 2 points

Lorsqu'on a les problèmes continus, le croisement "barycentrique" est souvent utilisé : deux gènes $P_1(i)$ et $P_2(i)$ sont sélectionnés dans chacun des parents à la même position i . Ils définissent deux nouveaux gènes $C_1(i)$ et $C_2(i)$ par combinaison linéaire :

$$C_1(i) = \alpha P_1(i) + (1 - \alpha) P_2(i)$$

$$C_2(i) = (1 - \alpha) P_1(i) + \alpha P_2(i)$$

Où α est un coefficient de pondération aléatoire adapté au domaine d'extension des gènes. Dans le cas particulier d'un chromosome matriciel constitué par la concaténation de vecteurs, on peut étendre ce principe de croisement aux vecteurs constituant les gènes, figure (III.8):

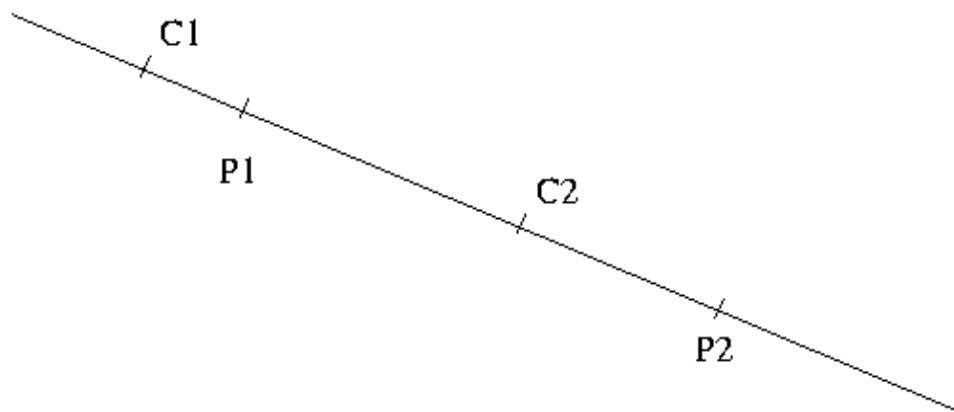


Figure (III.8)- Croisement barycentrique

III.4.4.3 La mutation

Pendant la sélection des individus les plus adaptés, on peut perdre quelques uns, l'opérateur mutation nous permet d'éviter la dégradation de la population et d'enrichir le pool de gènes. Cette dégradation peut se traduire par une convergence des individus vers un optimum local.

D'une manière classique, la mutation modifie aléatoirement, un petit nombre de gènes, avec un faible taux de probabilité [65]. L'opérateur de mutation est appliqué avec la probabilité P_m (P_m est généralement très inférieur à P_c) et génère des individus mutés P' .

La mutation avec le codage binaire

Un ou plusieurs gènes, selon la taille du chromosome, et un taux de gènes mutés/ gènes totales très faible sont choisis aléatoirement. Ils sont alors inversés ($1 \rightarrow 0$ et $0 \rightarrow 1$).

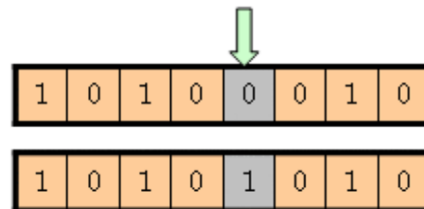


Figure (III.9)- La mutation avec le codage binaire

III.4.4.4 L'élitisme

Cet opérateur optionnel garde l'individu le mieux adapté d'une génération à la suivante jusqu'à un nouveau élitiste apparaitre sinon il reste toujours la solution du problème.

III.4.5 Critère d'arrêt

Les calculs s'arrêtent si :

- 1-L'optimum est apparu
- 2- Le nombre maximum de générations est atteint.
- 3-La population n'évolue plus ou l'évolution est très lente.

*Chapitre IV***RESULTATS ET DISCUSSIONS**

Ce chapitre présente les résultats de la modélisation numérique. Il est divisé en deux parties ; la première traite de l'application des éléments finis au moyen du code de calcul Ls dyna pour la modélisation du comportement dynamique des laminés, tandis que la deuxième partie est réservée au calcul d'optimisation par algorithme génétique par le biais du logiciel Ls optui.

IV.1 Modélisation numérique**IV.1.1 Matériaux**

Le matériau composite étudié est le TM800s/M21, c'est un composite à matrice époxyde renforcée par les fibres en carbone, ce composite est fabriqué par la société Hexel, voir le tableau (V.1).

E_{11} GPa	E_{22} GPa	E_{33} GPa	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}
165	7.64	7.64	0.35	0.4	0.35
X_t GPa	X_c GPa	Y_t GPa	Y_c GPa	Z_t GPa	Z_c GPa
2.2	1.2	0.045	0.28	0.045	0.7
G_{12} GPa	G_{23} GPa	G_{13} GPa	S_{12} GPa	S_{23} GPa	S_{13} GPa
5.61	2.75	5.61	0.05	0.05	0.05

Tableau(IV.1)- Propriétés mécanique du composite [67]

E GPa	ρ Kg/m ³	ν
207	7850	0.3

Tableau (IV.2)- Propriétés mécanique de l'impacteur [67]

IV.1.2 Modèle de rupture utilisé

Pour simuler le comportement tridimensionnelle d'une structure en composite orthotrope, il faut un modèle de rupture du composite, pour prédire l'apparition de quatre grands modes d'endommagement, à savoir la rupture à la traction, par cisaillement transversal, par compression et par délamination. Ces mécanismes contribuent à la rupture catastrophique du composite. Le code Ls-dyna dispose d'une riche librairie de modèle d'endommagement. Pour notre cas, on a opté pour le modèle MAT_059 pour modéliser le comportement du laminé selon les cas suivants [68] :

1. Traction longitudinal ($\sigma_1 > 0$)

Rupture en traction longitudinale se produisant si les conditions suivantes sont satisfaites

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_4}{S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{S_{31}}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{IV.1})$$

2. Traction transversale ($\sigma_2 > 0$) :

Rupture en traction transversale se produisant si les conditions suivantes sont remplies

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_4}{S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S_{32}}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{IV.2})$$

3. Cisaillement à travers l'épaisseur (combinée avec le longitudinal et le transversal)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{S_{31}}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{IV.3})$$

4. Délamination (traction à travers l'épaisseur) ($\sigma_3 > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S_{32}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{S_{31}}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{IV.4})$$

5. Cisaillement à travers l'épaisseur (combiné avec la traction transversale ($\sigma_2 \geq 0$))

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S_{32}}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{IV.5})$$

6. Compression longitudinale ($\sigma_1 \leq 0$)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 \geq 1 \quad (IV.6)$$

7. Compression transversale

$$\left(\frac{\sigma_2}{S_{21}+S_{32}}\right)^2 + \left(\left(\frac{Y_c}{S_{21}+S_{32}}\right)^2 - 1\right)\frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_4}{S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S_{32}}\right)^2 \geq 1 \quad (IV.7)$$

8. Compression à travers l'épaisseur

$$\left(\frac{\sigma_3}{S_{31}+S_{32}}\right)^2 + \left(\left(\frac{Z_c}{S_{31}+S_{32}}\right)^2 - 1\right)\frac{\sigma_3}{Z_c} + \left(\frac{\sigma_4}{S_{21}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S_{32}}\right)^2 \geq 1 \quad (IV.8)$$

IV.1.3 Validation du modèle de rupture du composite MAT_059

L'objectif est de comparer les résultats numériques et expérimentaux pour quelques cas, en termes de comportement global d'effort et de déplacement. Les essais expérimentaux ont été réalisés sur le composite T800S/M21 par M.Ilyas [67] sur une tour de chute libre. Trois essais réalisés à de différentes énergies d'impact ; il s'agit de 9.62 J, de 14.25 J et 20.63J qui correspondent aux vitesses : 2.85m/s, 3.47m/s et 4.17m/s sur une plaque stratifiée de 125x75x 4.5 mm³ de séquence d'empilement [-45/ 45/ 0/ 90/ 0/ 0/ -45/ 45/ 0]_s. Le laminé est impacté au centre au moyen d'un impacteur de forme hémisphérique en acier ordinaire impactant le composite par la tête de diamètre 16mm. Le tableau (V.2) présente les propriétés mécaniques de l'impacteur. Le modèle MAT_059 incluant les éléments coques et solides est utilisé pour décrire le comportement du laminé, par contre l'impacteur est supposé comme un corps rigide élastique représenté par le modèle MAT_020.

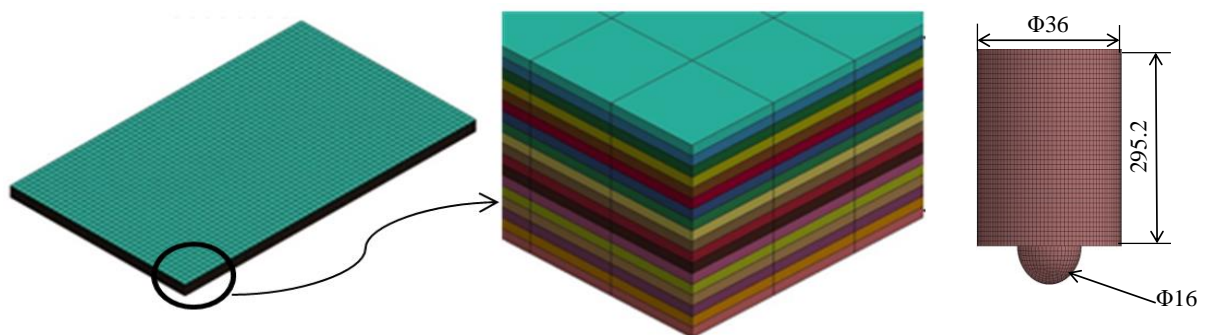


Figure (IV.1)-Séquence d'empilement et forme géométrique de l'impacteur

IV.1.3.1. Résultats et discussion

Concernant l'énergie d'impact de 9.62J, globalement les déplacements et les efforts en fonction du temps d'impact pour les modèles numériques sont proches des résultats expérimentaux.

Cependant, le déplacement déterminé numériquement est toujours inférieur à celui relevé expérimentalement sauf pour les efforts on remarque que pour les énergies de 14.25 J et de 20.63J sont plus ou moins similaires ce qui implique que les modèles MAT_059 et MAT_020 sont bien validés avec les résultats expérimentaux. Les figures (IV.2) et (IV.3), présentent les courbes des déplacements et des forces de contact pour les trois vitesses d'impact déterminées par le code Ls-dyna et les essais d'impact à faible vitesse.

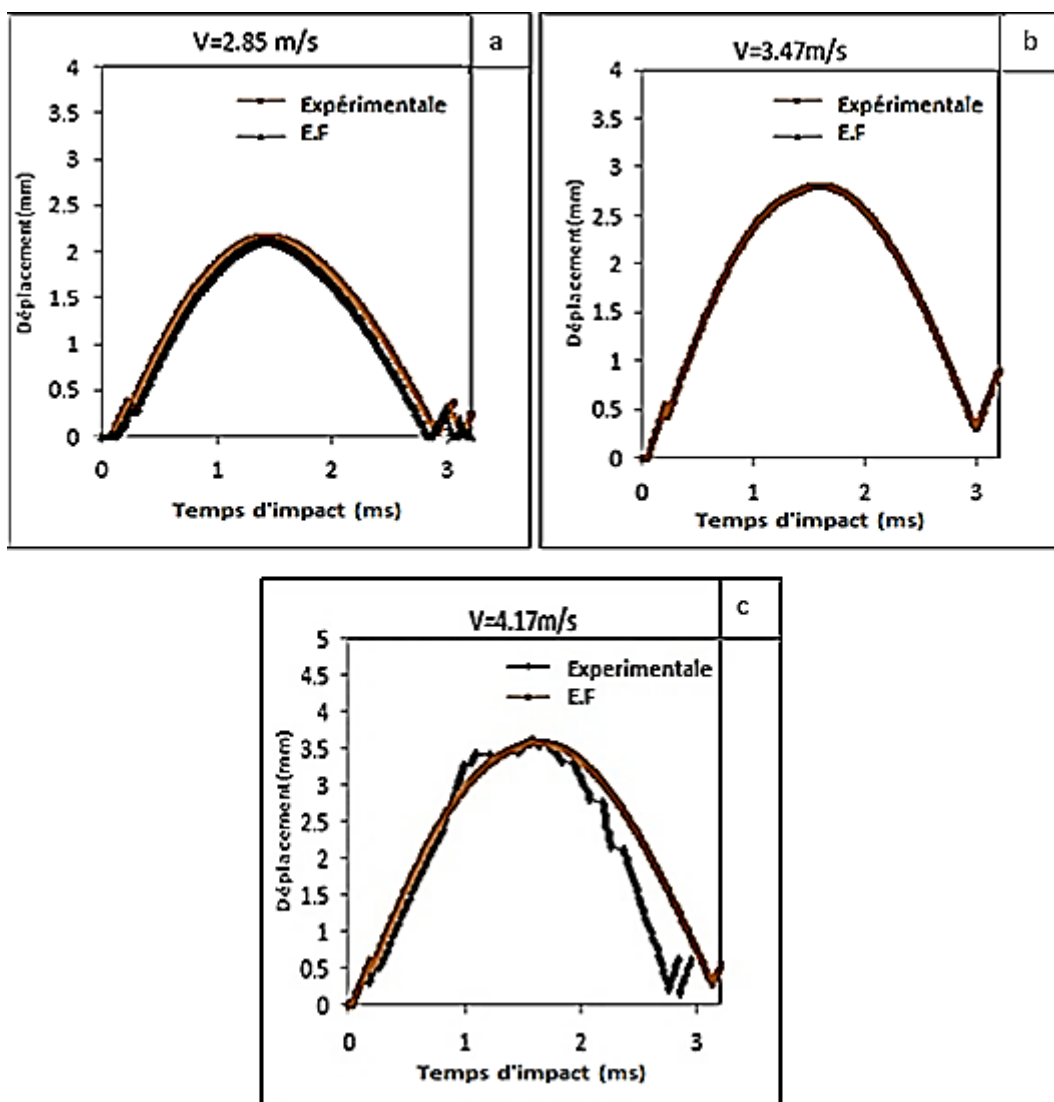


Figure (IV.2)-Déplacement en fonction du temps (a, b, c)

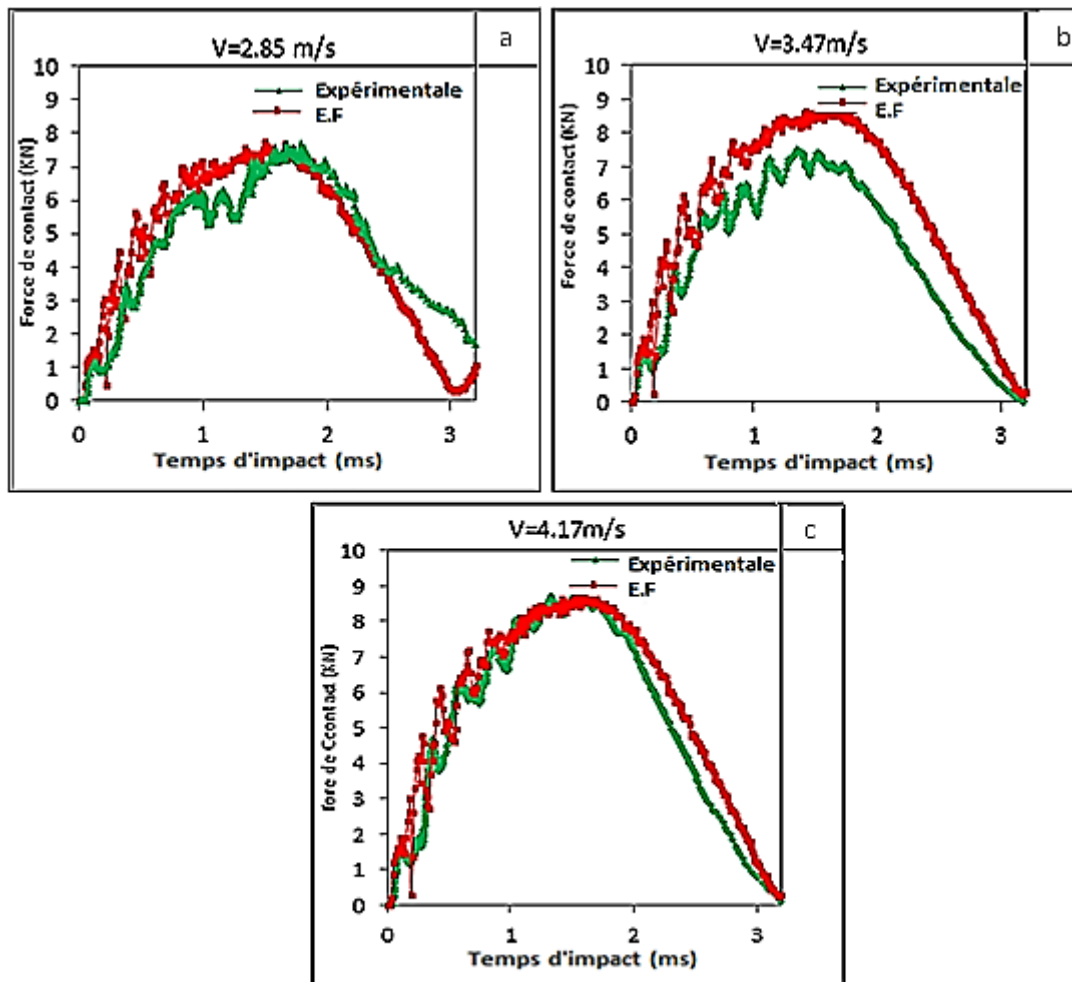


Figure (IV.3)- Force de contact en fonction du temps (a, b, c)

IV.2 Influence de l'entaille circulaire

Après la validation du modèle numérique choisi, le premier travail consiste à traiter l'effet de la présence d'une entaille circulaire. Pour se faire, on a réalisé sur des tôles en composite le T800S/M21 une entaille de diamètre 5mm située à la position montrée sur la figure (IV.3-b). Le laminé de séquence $[(0/90)_6]_s$ est impacté par trois différentes vitesses (10m/s,15m/s,20m/s) avec un impacteur représenté sur la figure (IV.1).

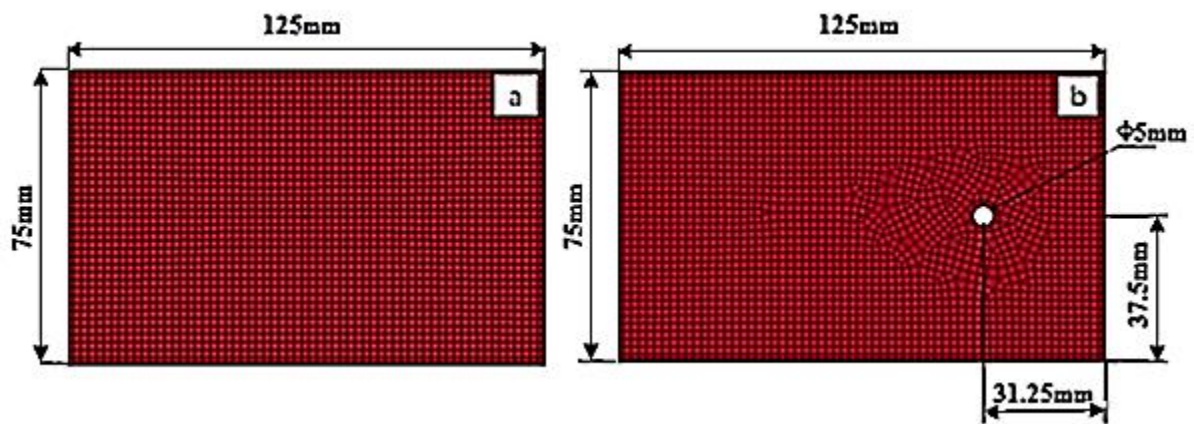


Figure (IV.4)-Laminé sans trou (a) et Laminé avec trou (b)

IV.2.1 Résultats et discussions

D'après les graphes des déplacements et des forces de contacts présentés sur les figures (IV.5) et (IV.6), on remarque que pour la vitesse de 10m/s, nous avons une légère augmentation du déplacement en présence de l'entaille, mais avec l'augmentation de l'énergie d'impact cette différence devient de plus en plus grande, par exemple pour la vitesse de 10m/s nous avons un écart de déplacement de l'ordre de 0.012mm ; par contre dans le cas de la vitesse de 20m/s nous avons un écart de 0.703mm, voir le tableau (IV.3). Dans le cas de la force de contact, on constate que la présence de l'entaille circulaire cause une diminution de la force de contact ce qui implique que notre stratifié devient plus élastique et nous avons une diminution progressive de l'écart entre la force de contact en présence de l'entaille par rapport à une plaque sans entaille, voir le tableau (IV.4).

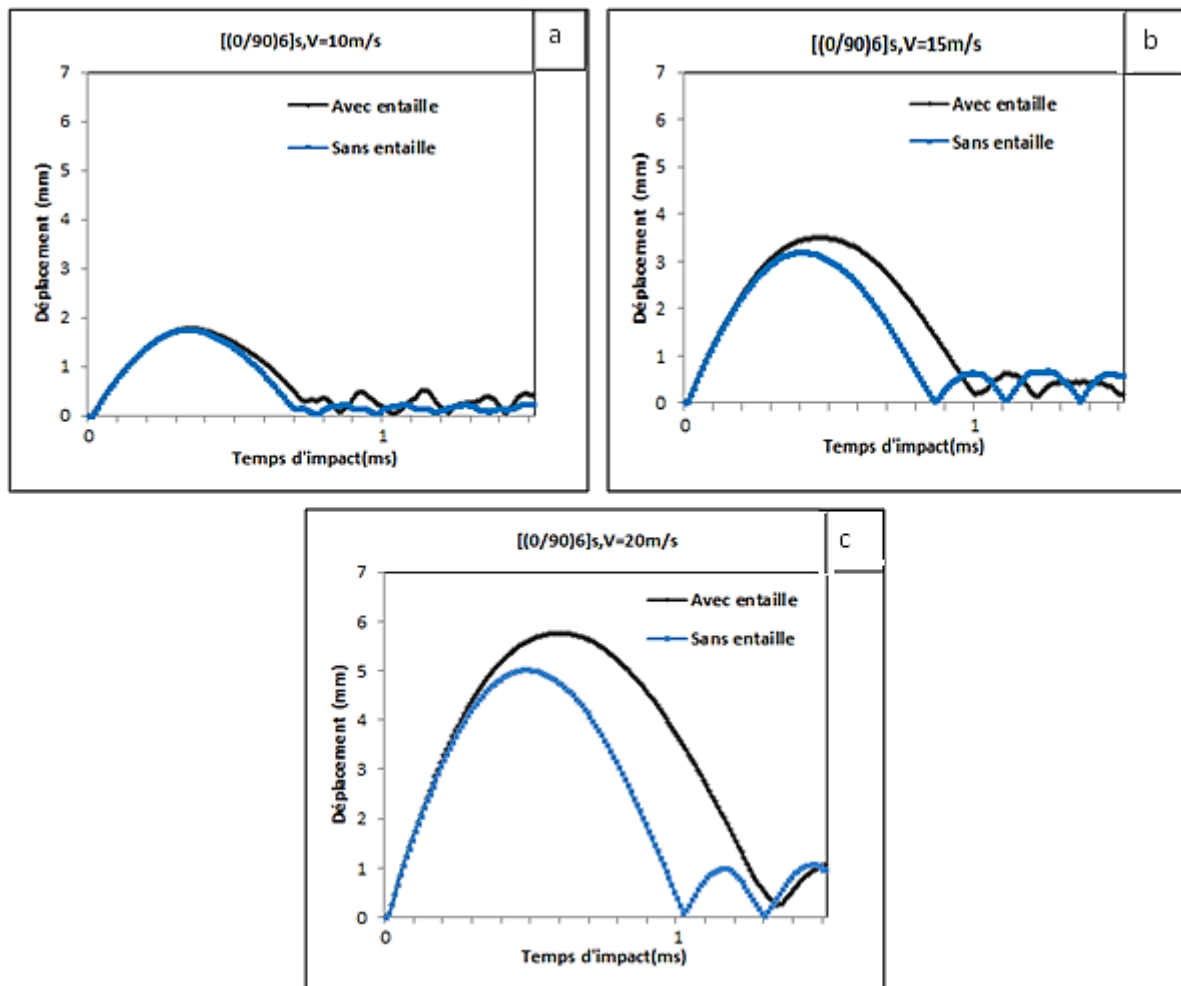


Figure (IV.5)-Déplacement en fonction du temps d'impact

Vitesse (m/s)	10	15	20
Sans entaille déplacement (mm)	1.764	3.195	5.02
Avec entaille déplacement (mm)	1.776	3.502	5.753
Ecart	0.012	0.307	0.733

Tableau (IV.3)- Ecart entre les déplacements

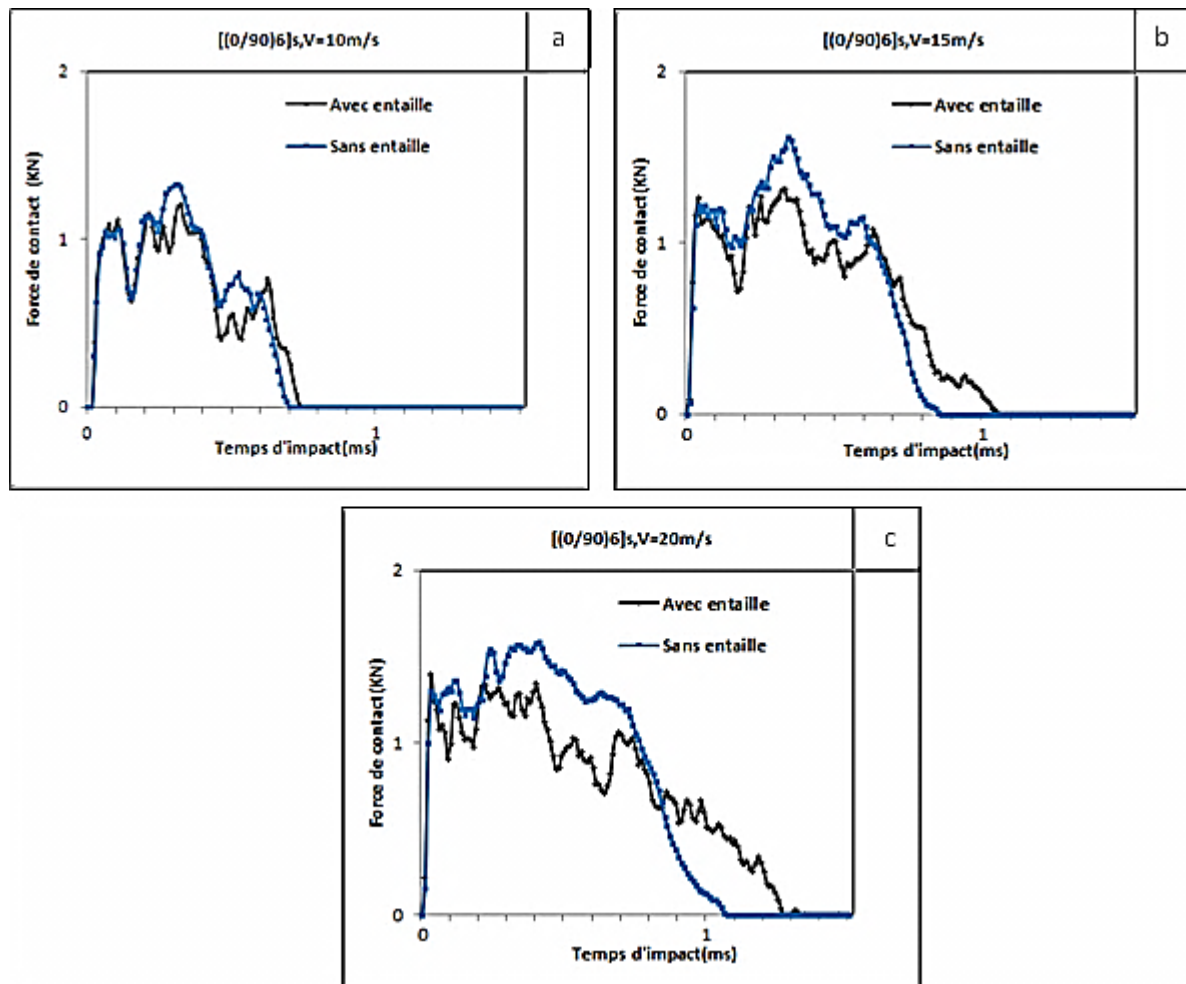


Figure (IV.6)-Force de contact en fonction du temps d'impact

Vitesse (m/s)	10	15	20
Sans entaille Force(KN)	1.330	1.610	1.580
Avec entaille Force(KN)	1.204	1.314	1.395
Ecart	0.126	0.296	0.185

Tableau (IV.4)- Ecart entre les forces de contact

IV.3 Influence de la forme géométrique de l'impacteur

Le but de cette partie est l'analyse de l'influence des formes géométriques de l'impacteur

sur le comportement à l'impact à faible vitesse d'un laminé de matrice époxyde renforcée par de fibres en carbone de séquence $[(0/90)_6]_s$ avec une entaille circulaire de diamètre $d=5\text{mm}$, voir figure (IV.7). Différentes géométries d'impacteur ont été considérées, il s'agit du sphérique, le cylindrique, le tronc de cône et le cylindrique à tête hémisphérique, voir figure (IV.8). Les quatre impacteurs impactent au centre du laminé avec une vitesse de 15m/s .

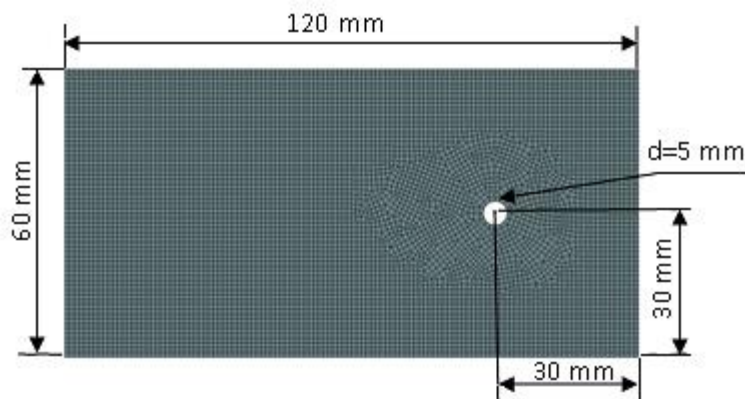


Figure (IV.7)- Plaque avec entaille

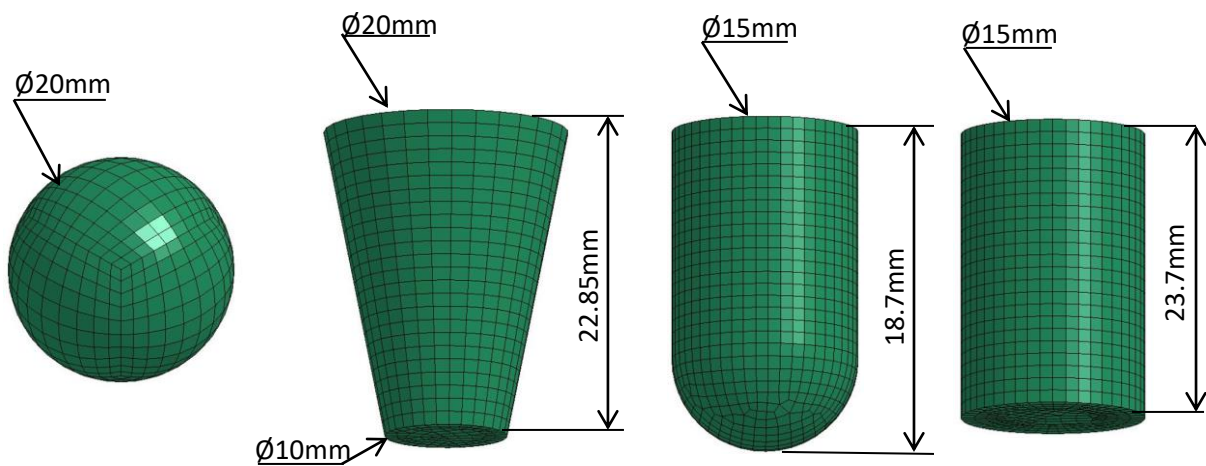


Figure (IV.8)- Formes géométriques des impacteurs utilisés

IV.3.1 Résultats et discussions

IV.3.1.1 Force et déplacement

A partir de la figure (IV.9) on note que l'impacteur cylindrique à tête hémisphérique fourni un déplacement maximal de l'ordre de 3.356mm sur un temps de contact de 0.4ms, suivi par l'impacteur sphérique fournissant une valeur de 3.334mm sur le même temps. Le déplacement obtenu par le tronc de cône est de l'ordre de 2.650 mm sur un temps de contact de 0.35ms, enfin le cylindre fourni une valeur de 2.27mm pour un temps de 0.29ms. La figure (IV.10), présente les variations de la force de contact en fonction du temps d'impact. On note que les impacteurs en tronc de cône et le cylindrique fournissent des pics très aigus, on remarque pour le cylindre une force maximale de 1.810KN pour un temps de 0.1ms ensuite une chute jusqu'à 1.496KN à l'instant $t=0.2$ ms suivi par une augmentation à 1.673KN à l'instant 0.3ms, pour le tronc de cône on a une force de contact de l'ordre de 1.558KN sur un temps de 0.1ms. Par contre les autres impacteurs sphérique et l'hémisphérique on a des courbes similaires ou la force atteint son maximum de 1.327KN à l'instant $t=0.4$ ms.

D'après ces résultats on remarque que les impacteurs cylindrique et tronc de cône atteignent leurs valeurs maximales rapidement que signifie la production d'un endommagement rapide du composite par ces deux impacteurs.

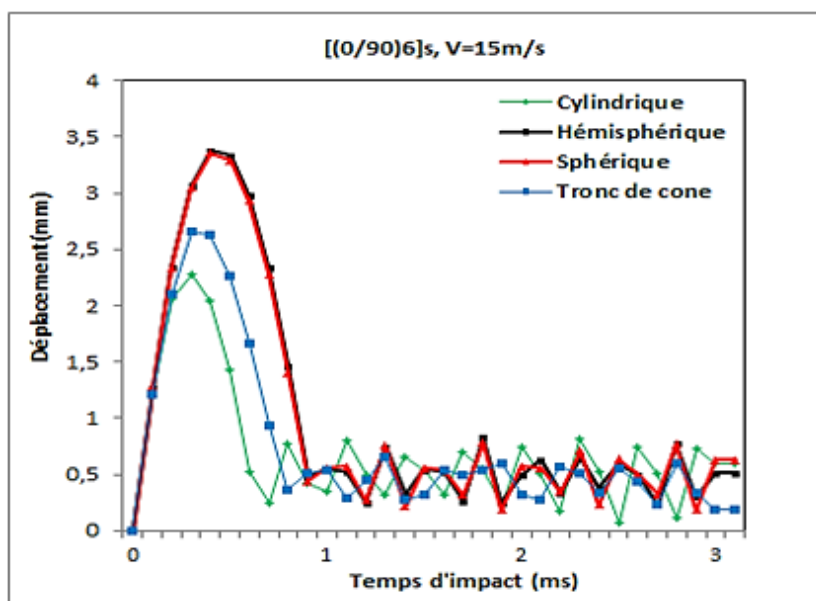


Figure (IV.9)- Déplacement en fonction du temps d'impact

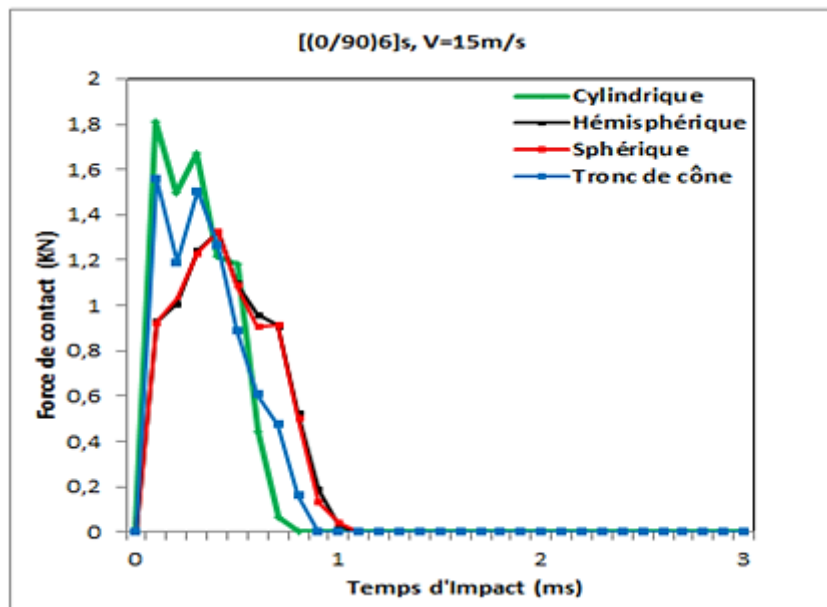


Figure (IV.10)-Force de contact en fonction du temps d'impact

IV.3.1.2 Energie d'impact

La figure (V.11), présente les variations de l'énergie des laminés impactés par les quatre formes d'impacteurs en fonction du temps. On note que l'impacteur cylindrique fournit une grande énergie d'ordre de 2.79 J suivi par l'impacteur tronc de cône 2.66J. Pour les impacteurs sphérique et hémisphérique fournissent la même énergie de l'ordre 2.34J.

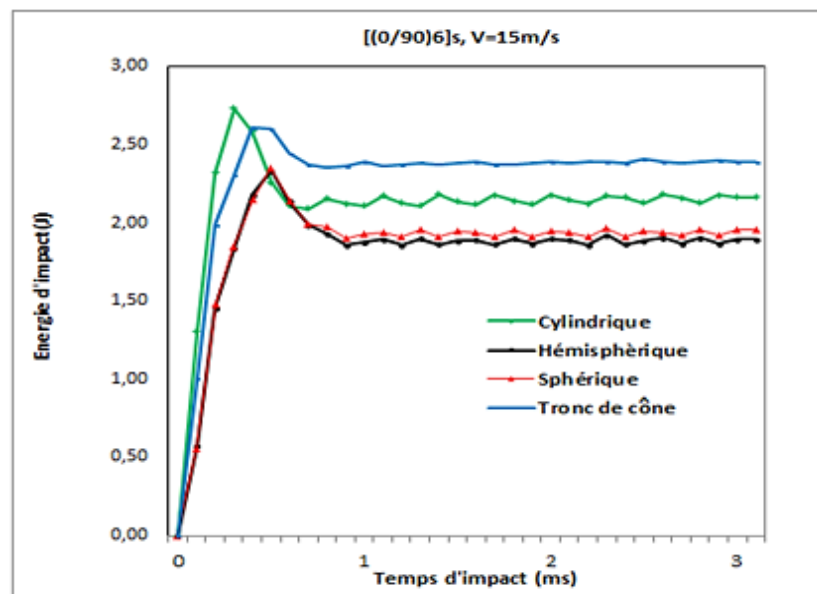


Figure (IV.11)-Variation d'énergie du laminé en fonction du temps d'impact

IV.3.1.3 Surface délaminée

La séparation des plis est causée par l'endommagement des liaisons entre plis en raison des contraintes normales et de cisaillement.

Pour modéliser le délaminage on a utilisé le contact entre les couches de type « contact_automatic-surface to surface tiebreak », voir figure (IV.12) avec les paramètres d'interface suivant :

Eraten=7.65E⁻⁴ KN/mm³ : Taux de restitution de l'énergie normale

Eratens=0.00125 KN/mm³ Taux de restitution de l'énergie de cisaillement

NFLS=0.06 GPa Contrainte normale de rupture

SFSL=0.06 GPa Contrainte de rupture par cisaillement

L'endommagement prend place, si la racine carrée du rayon du cercle de l'équation (IV.9) est supérieure ou égale à un (1).

$$\left(\frac{|\sigma_n|}{NFLS}\right)^2 + \left(\frac{|\sigma_s|}{SFSL}\right)^2 \geq 1 \quad (IV.9)$$

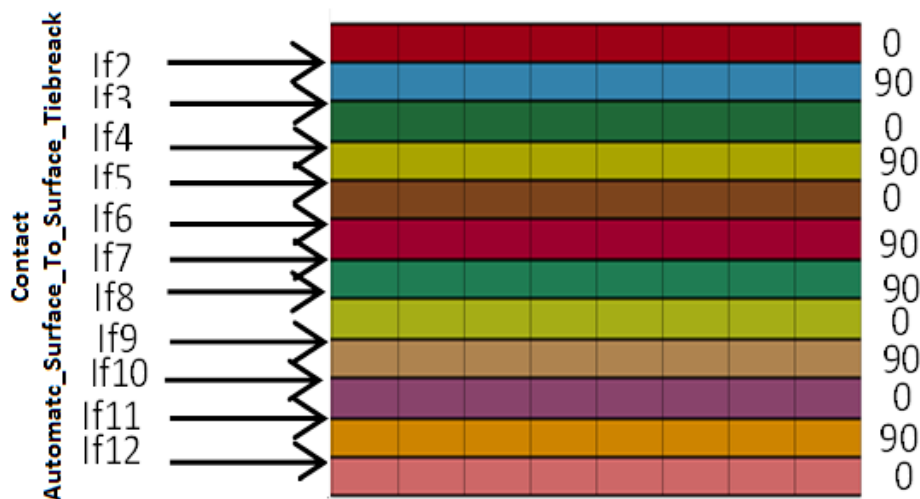


Figure (IV.12)-Séquence d'empilement et type de contact

La figure (IV.13), présente les courbes de la surface délaminée aux interfaces des couches. La surface délaminée maximale est de l'ordre de 24.83mm^2 obtenue à l'interface centre d'indice if7 (90-90), fournie par l'impacteur en tronc de cône, suivi par la surface délaminée engendrée par l'impacteur cylindrique d'ordre de 14.73mm^2 à l'interface (0-90) et la minimale surface délaminée obtenue est de l'ordre de 6.16mm^2 générée par l'impacteur hémisphérique à l'interface (0-90). D'où on conclut que les impacteurs qui ont la surface d'attaque plane provoquent le grand délaminage, qui se déclenche rapidement. Pour la zone de la surface délaminée des composites soumis au quatre impacteurs, figure (IV.14), la première constatations c'est la propagation du délaminage au voisinage de l'entaille pour les différents impacteurs, la deuxième est l'influence des arrêtes circulaire pour les impacteurs cylindrique et tronc de cône.

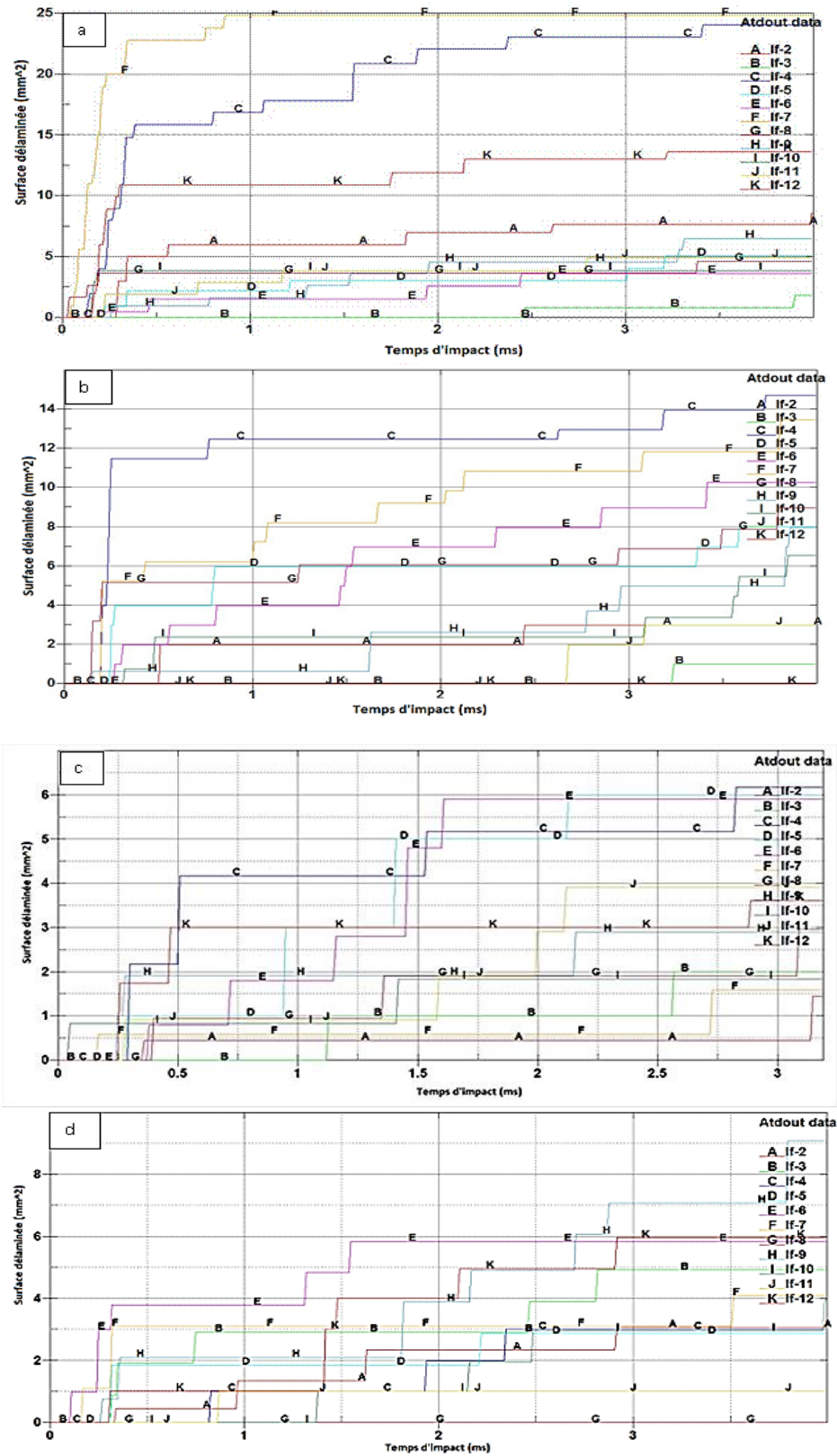


Figure (IV.13)-Surface délaminée à chaque interface : Tronc de cône (a), cylindrique (b), (c) sphérique et (d) hémisphérique

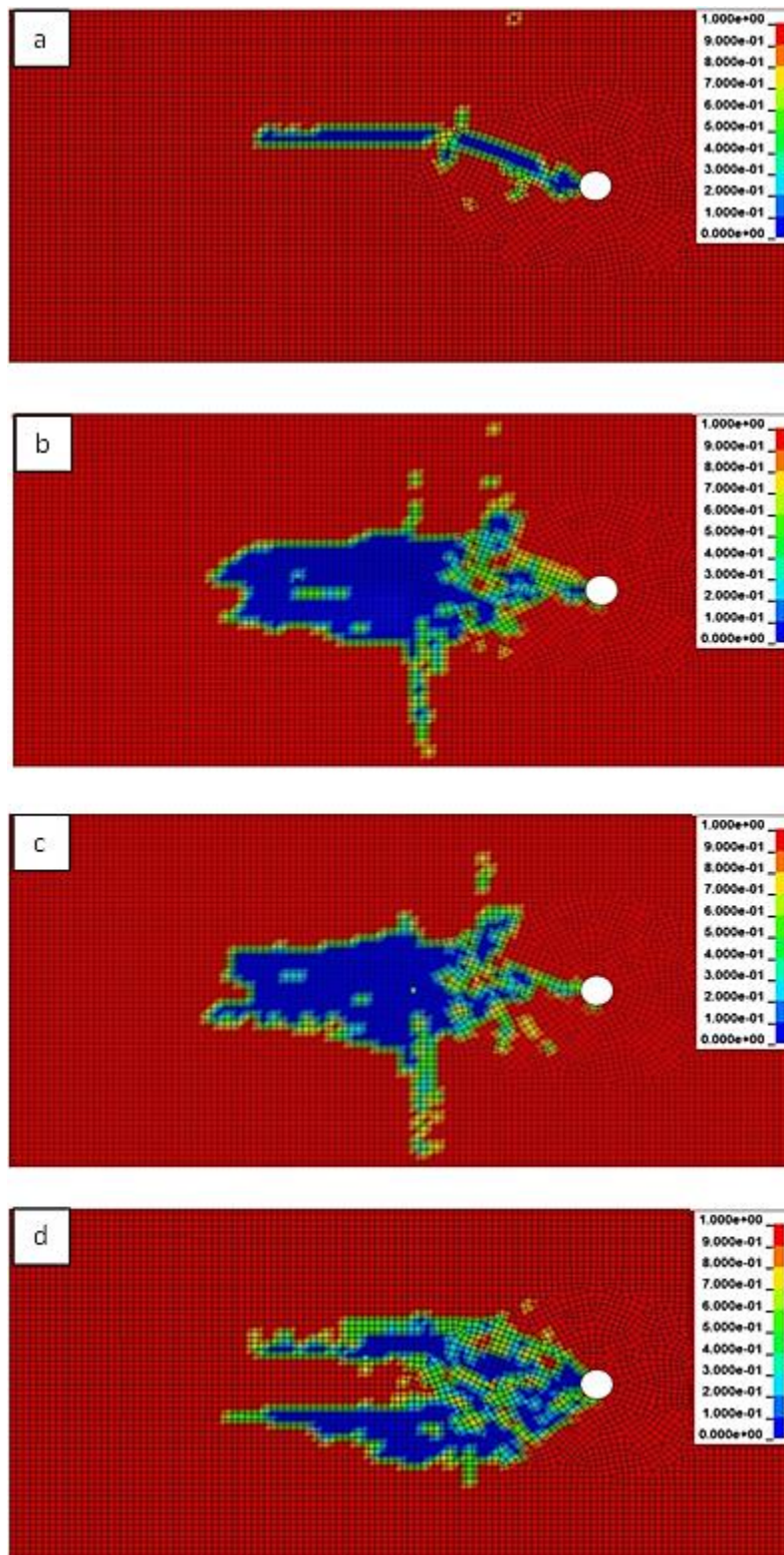


Figure (IV.14)-Zone de délaminage pour les quatre impacteurs : cylindrique (a), hémisphérique (b), sphérique (c) et Tronc de cône (d)

IV.3.1.4 Contrainte effective

De la figure (IV.15), on remarque que la contrainte effective maximale est obtenue par l'impacteur hémisphérique d'ordre de 1.221GPa dans la première couche d'orientation 0^0 , suivie par l'impacteur sphérique par une valeur de 1.082GPa. Par contre les impacteurs à tête plate (cylindre, tronc de cône) engendrent de petite valeurs de contrainte d'ordre 0.731GPa et 0.759GPa successivement.

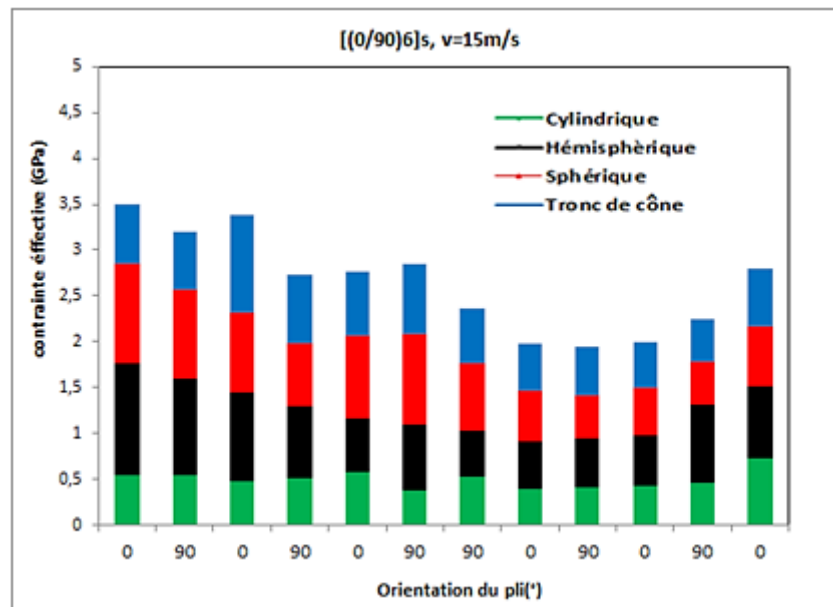


Figure (IV.15)-Contrainte effective en fonction du temps d'impact

IV.3.1.5 Endommagement des fibres

Le code Ls Dyna dispose d'une large gamme de variable historique sur les modes de comportement à l'impact à faible vitesse. De l'historique de variable 01 qui correspond à l'équation (IV.1) pour l'endommagement des fibres, on remarque qu'il y a une condensation de rupture de fibre générée par l'impacteur en tronc de cône, suivi par le cylindre et plus au mois les impacteur sphérique et hémisphérique, voir figure (IV.16).

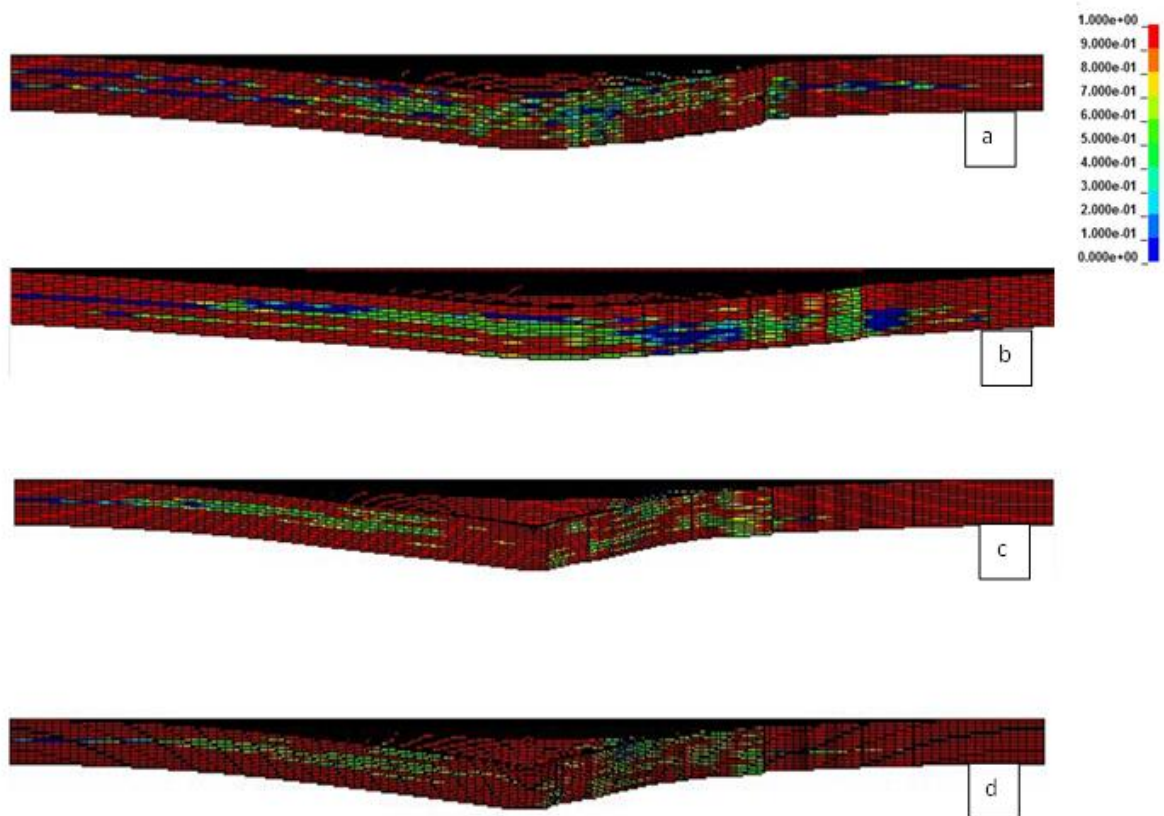


Figure (IV.16)-Zones d'endommagement des fibres : Tronc de cône(a), cylindrique (b), sphérique (c) et hémisphérique (d)

IV.4 Effet de l'énergie d'impact

Pour modéliser l'effet de l'énergie d'impact on a utilisé les quatre précédents impacteurs en faisant varier la vitesse d'impact de (10m/s, 15m/s et 20m/s).

IV.4.1 Résultats et discussions

IV.4.1.1 Force et déplacement

A partir de la figure (IV.17.b), on note que pour une vitesse de 20m/s, l'impacteur cylindrique à tête hémisphérique fourni un déplacement maximal de l'ordre de 5.52mm sur un temps de contact de 0.6ms, d'où l'impacteur cylindrique fournissant une valeur minimale de 4mm pour un temps de 0.4ms, figure (IV.17.a).

La figure (IV.18), présente les variations de la force de contact en fonction du temps. On note que l'impacteur cylindrique fourni une force de contact de l'ordre de 2.02KN sur un temps de

0.45ms. L'impacteur cylindrique à tête hémisphérique, engendre une valeur de l'ordre de 1.40KN sur un temps de 0.599ms.

A partir de ces résultats on conclut que les déplacements et les forces de contacts augmentent progressivement avec le temps d'impact.

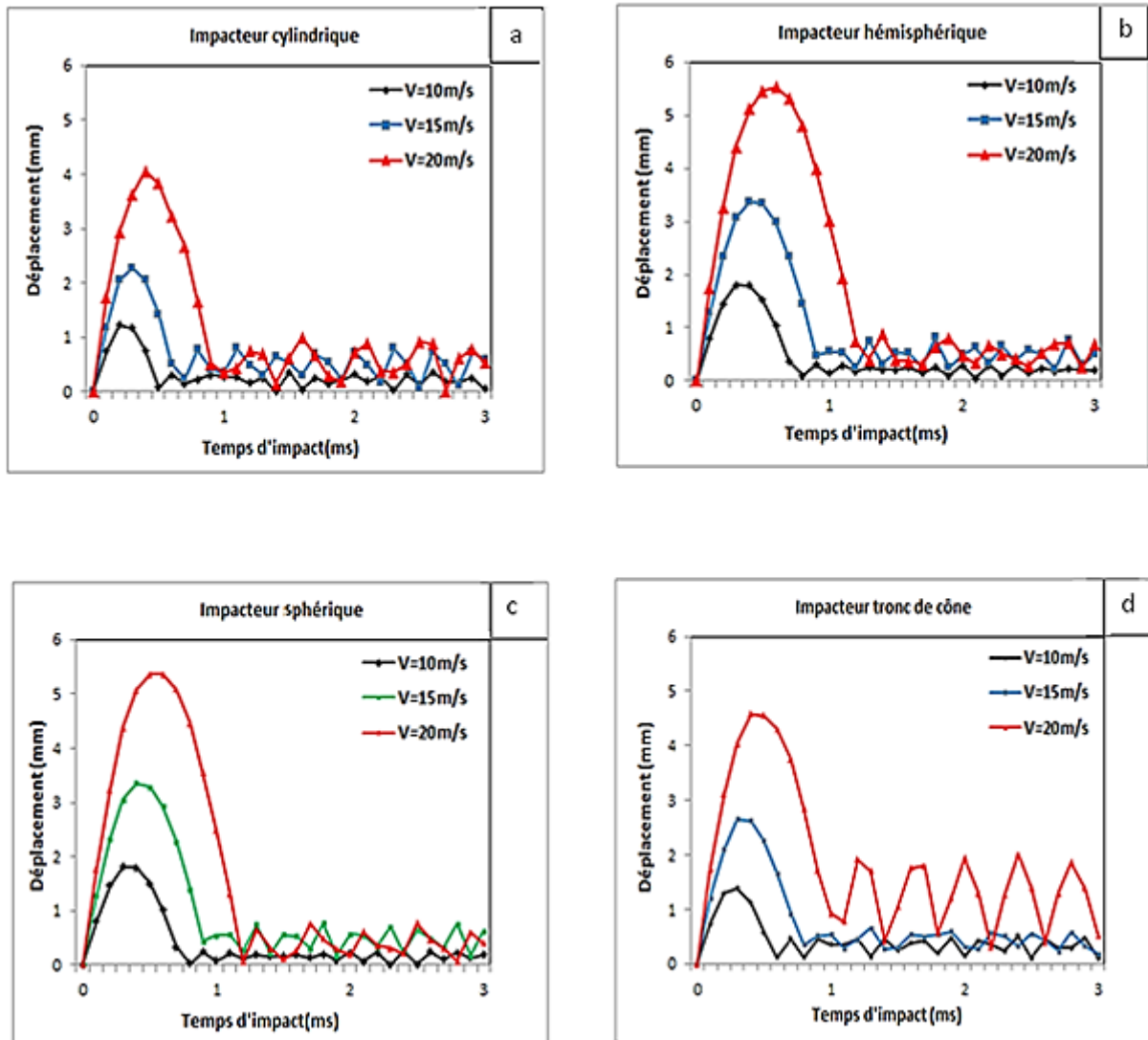


Figure (IV.17)-Déplacement en fonction du temps d'impact

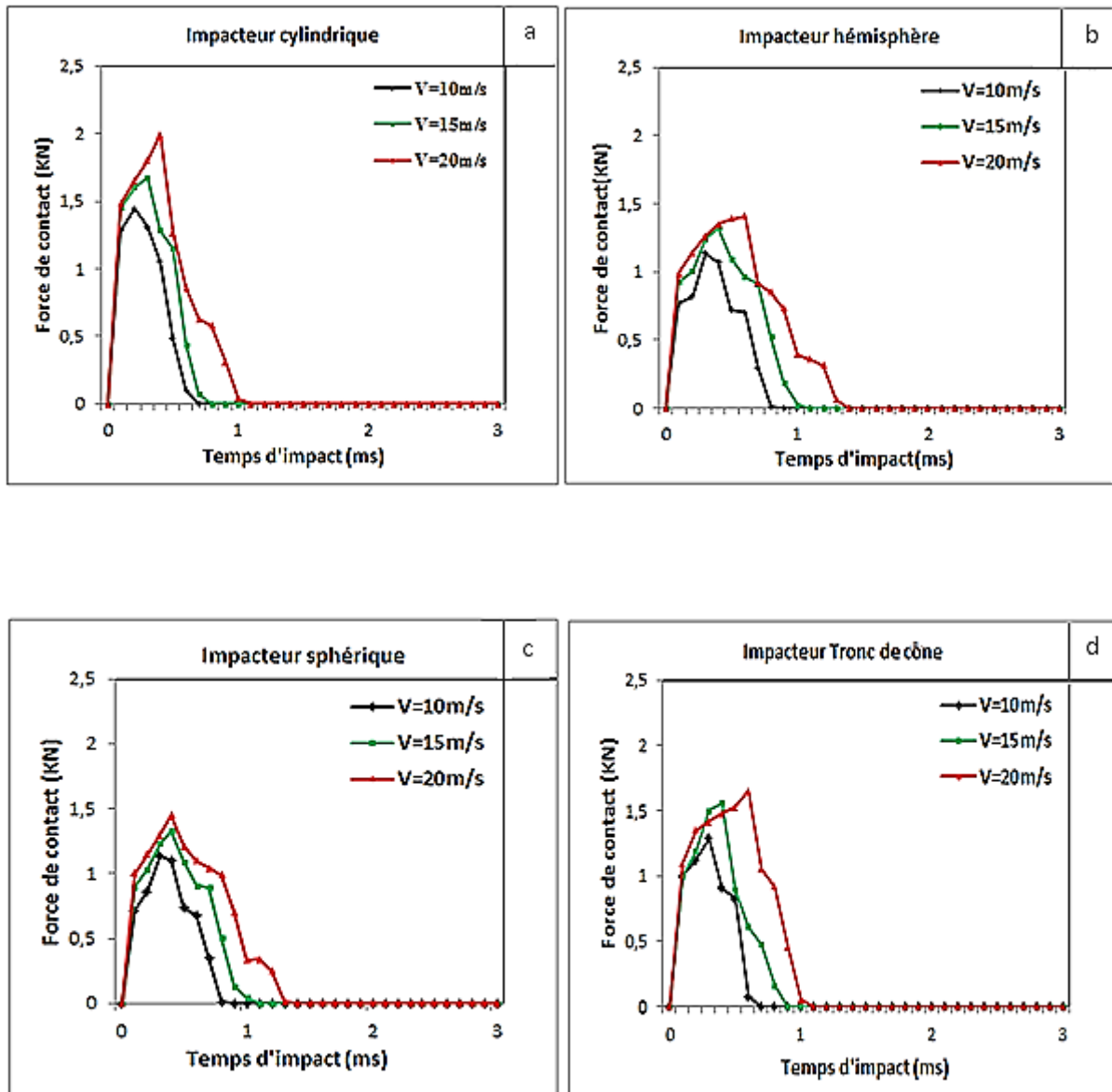


Figure (IV.18)-Force de contact en fonction du temps d'impact

IV.4.1.2 Energie d'impact et délamination

La figure (IV.19), montre que pour une vitesse de 15m/s, la surface maximale de délaminage est obtenue par l'impacteur en tronc de cône d'ordre de 25.428mm^2 dans l'interface du milieu, tandis que pour la vitesse de 20m/s la surface maximale est générée par l'impacteur cylindrique avec une valeur de 46.398mm^2 au milieu du laminé. A une vitesse de 10m/s les quatre impacteurs ne causent aucune délamination. L'énergie maximale est fournie

par l'impacteur cylindrique d'ordre 4.313J pour la vitesse 20m/s, suivi par l'impacteur en tronc de cône avec une valeur 3.811mm², d'où on conclut que les impacteurs ayant des bouts plats causent un grand endommagement.

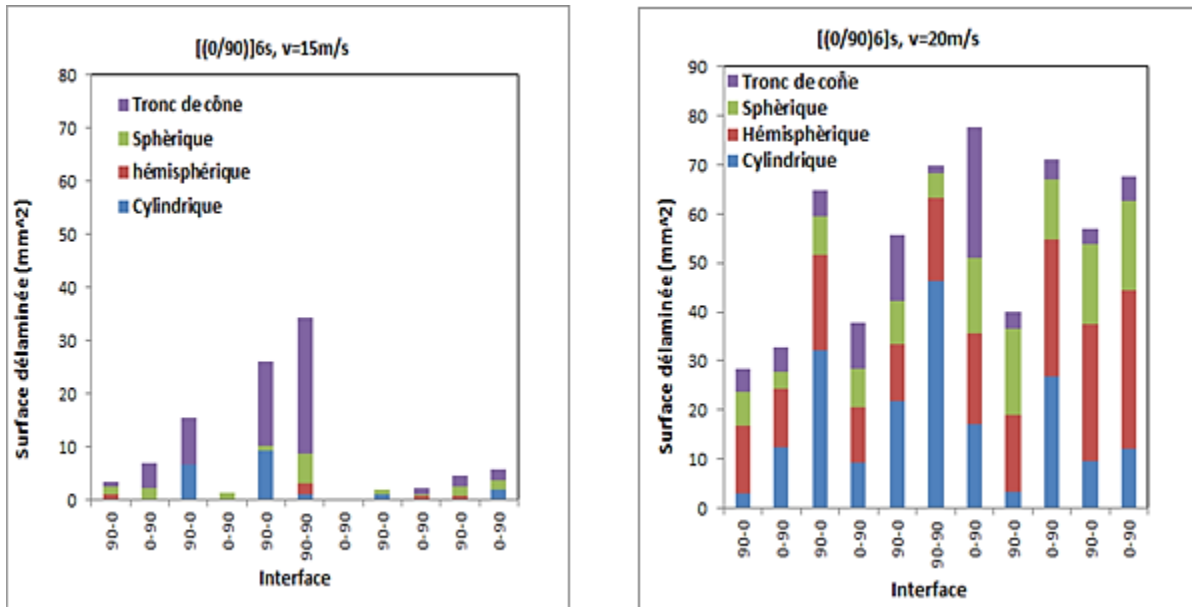


Figure (IV.19)-Surface délaminée entre les couches

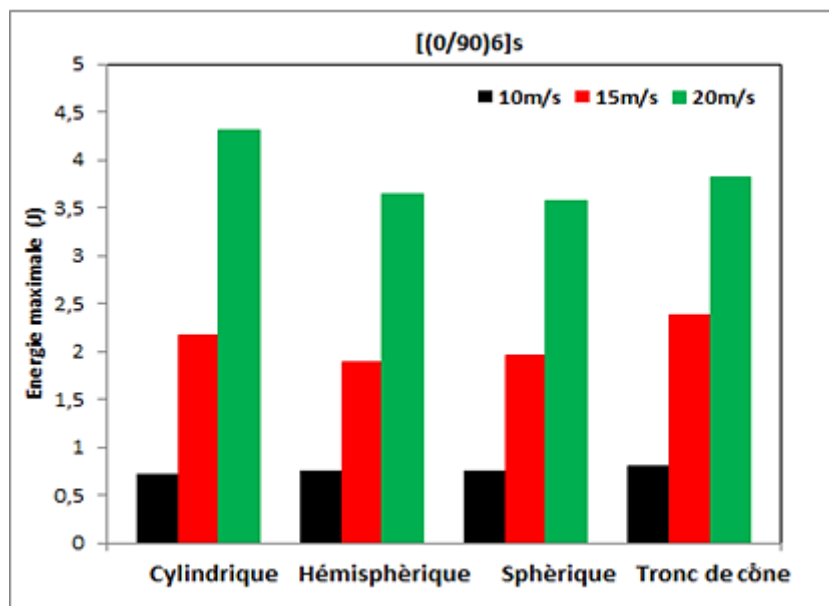


Figure (IV.20)-Maximum énergie

IV.5 Influence de la séquence d'empilement

Le matériau modélisé est un composite unidirectionnel en carbone-époxyde dont les propriétés mécaniques montrées sur le tableau (IV.1). Les séquences d'empilement considérées sont : $[0]_{12}$, $[30]_{12}$, $[45]_{12}$, $[60]_{12}$, $[90]_{12}$. Le composite est impacté par les quatre précédents impacteurs, voir paragraphe (IV.3). L'approche « automatic-surface to-surface » est utilisée pour modéliser le contact entre l'impacteur et le laminé, tandis que le contact entre les couches est modélisé au moyen de la technique « contact-automatic-surface to surface tiebreak ».

IV.5.1 Résultats et discussions

Pour les cinq séquences, on remarque que la grande surface délaminée est obtenue par l'impacteur cylindrique pour la séquence $[90]_{12}$ d'ordre de 54mm^2 . Par contre l'impacteur hémisphérique engendre un taux de surface délaminée d'ordre de 40mm^2 par la séquence $[30]_{12}$, tronc de cône donne une surface délaminée de 35.226mm^2 pour la séquence $[0]_{12}$. et enfin la surface délaminée minimale est obtenue par l'impacteur sphérique pour la séquence $[90]_{12}$ avec une valeur de 30.347mm^2 , voir figure (IV.21) On conclut donc que la séquence $[90]_{12}$ est très sensible au délaminage, par contre les séquences $[30]_{12}$, $[45]_{12}$, $[60]_{12}$ présentent un bon comportement au phénomène de délaminage.

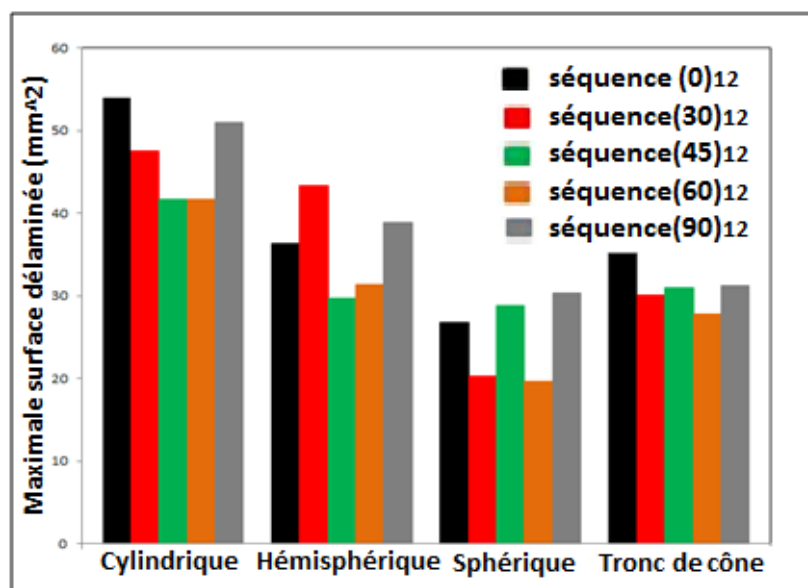


Figure (IV.21)-Surfaces délaminées en fonction du temps d'impact

Pour le délaminage entre les couches on remarque que pour le cylindre il s'effectue dans l'interface médium de la séquence, mais pour l'hémisphère il s'effectue dans la dernière interface, pour la sphère il se produit dans l'avant dernière et enfin pour le tronc de cône il se produit dans l'interface juste après le milieu comme on remarque que le délaminage se déclenche rapidement avec l'impacteur cylindrique et le tronc de cône, voir figure (IV.22).

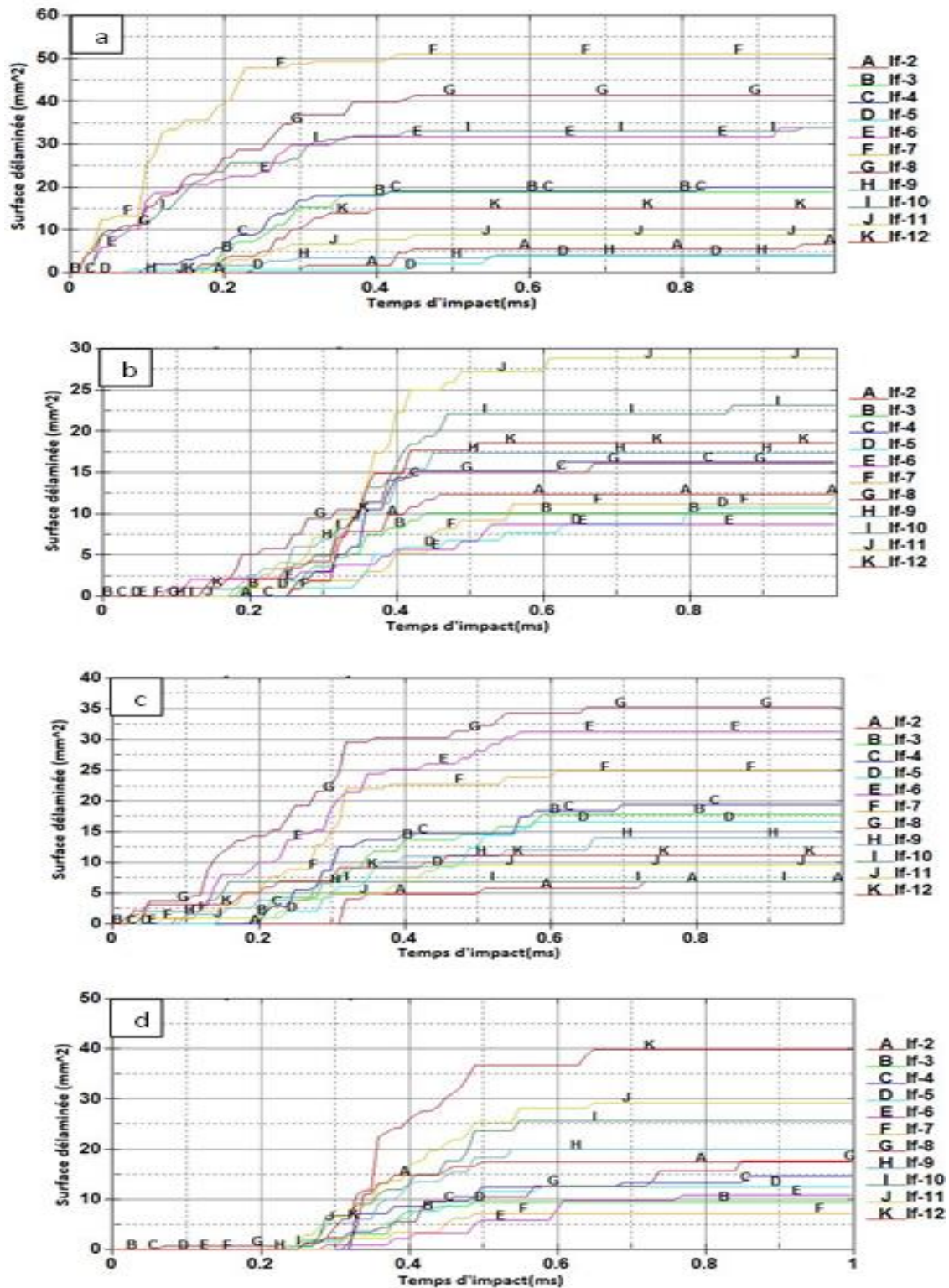


Figure (IV.22)-Surfaces délaménées dans les interfaces en fonction du temps d'impact
 (a)Cylindre séquence [0]₁₂, (b) Hémisphère séquence [30]₁₂, (c)Sphère séquence [45]₁₂, (d) Tronc de cône séquence [0]₁₂

IV.6 Textile composite

IV.6.1 Textile composite 2D

Cette partie est orientée à la modélisation du comportement à l'impact à faible vitesse des composites en forme de textile. Les préformes en forme de textiles sont modélisées avec le logiciel Texgen. Six types de tissu sont considérés : Sergé (2/2) [0]₄, sergé (2/2) de séquence [0/30/-30/0], sergé (2/2) de séquence [0/45-45/0] et le taffetas [0]₄, taffetas de séquence [0/30/-30/0], taffetas de séquence [0/45-45/0], voir figure (IV.24). La géométrie des fibres et de la matrice est montrée dans les figures (IV.23-24,25), et les propriétés du matériau utilisé du composite sont données par le tableau (IV.24). Les échantillons du stratifié sont constitués de quatre couches avec des dimensions de 10x10x0.88 mm³, et une épaisseur de pli d'environ de 0.22mm. Pour l'impacteur, on a utilisé un hémisphérique de diamètre de 2mm qui impacte le composite avec la vitesse de 15m/s. L'analyse a été réalisée en utilisant le modèle 001-ELASTIC pour la matrice, le modèle 002-ORTHOTROPIC_ELASTIC pour les fibres et le MAT_020 modèle pour l'impacteur, voir tableau (IV.2). Pour le contact on a recours pour l'approche "automatic_surface_to_surface" pour les fibres et l'approche "automatic_surface_to_surface_tiebreak" pour l'interface fibre-matrice.

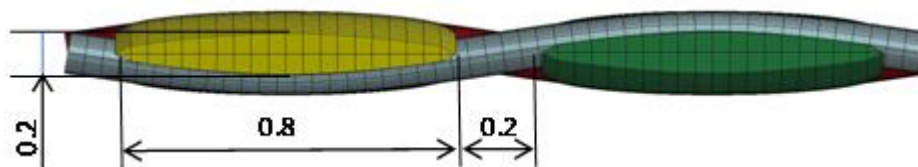


Figure (IV.23)-Géométrie des fibres

Fibres	Densité Kg/mm ³	E ₁₁ (GPa)	E ₂₂ (GPa)	E ₃₃ (GPa)	v ₂₁
	1.628e-6	186.8	3.5	3.5	0.0016
	v ₃₁	v ₃₂	G (GPa)	G (GPa)	G (GPa)
	0.0016	0.4	14.37	14.37	14.37

Matrice	Densité Kg/mm ³	E (GPa)	v	Impacteur	Densité Kg/mm ³	E (GPa)	v
	1.144e-6	2	0.3		7.85e-6	207	0.3

Tableau (IV.5)- Propriétés mécaniques des fibres, de la matrice et de l'impacteur [69]

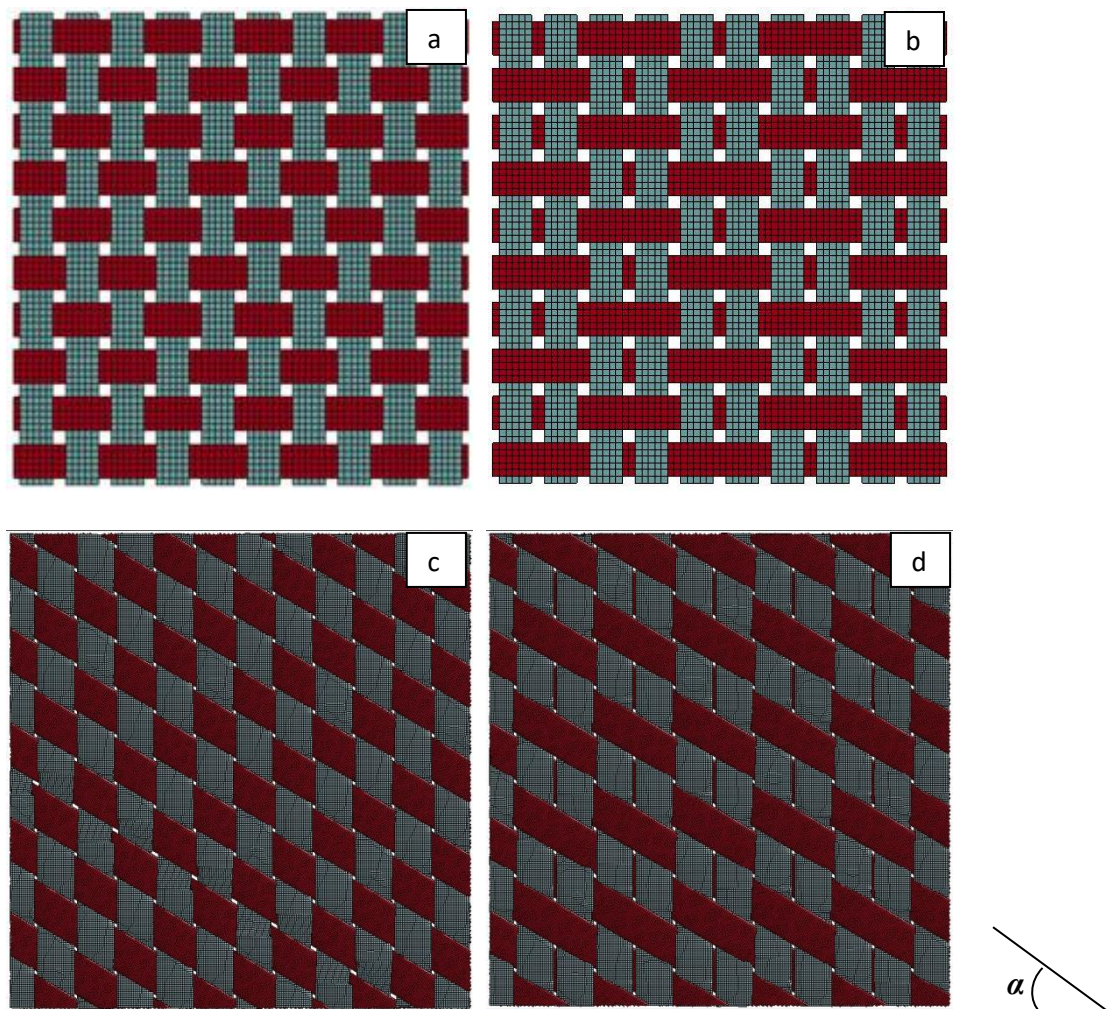


Figure (IV.24)-Types de tissu : taffetas (a), sergé 2/2 (b), taffetas incliné(c), sergé2/2 incliné(d).

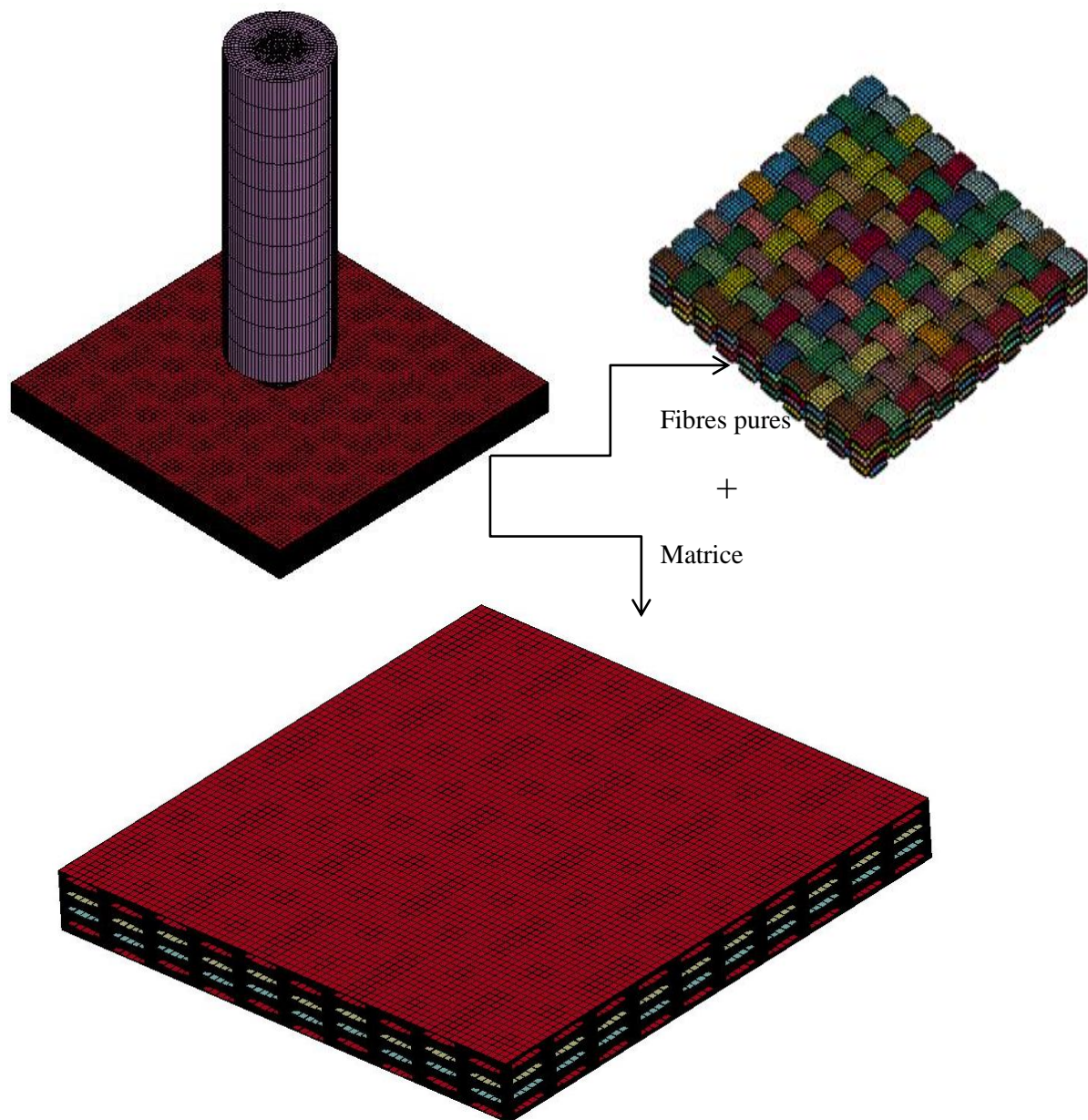


Figure (V.25)-Composite en forme de tissu

IV.6.1.1 Résultats et discussions

IV.6.1.1.1 Force et déplacement

La figure (IV.26) présente les variations des déplacements en fonction du

temps d'impact. En faisant une comparaison entre le taffetas et le sergé, on remarque que le taffetas $[0]_4$, le sergé $2/2 [0]_4$ et le sergé $2/2 [0/30/-30/0]$ possèdent de grands déplacements, c'est à dire ils sont plus élastiques par contre les trois autres composites sont plus rigides. La figure (IV.27), présente la force de contact ; cette force est très élevée pour les tissus qui inclinés de 30° , atteignant une valeur de 0.245KN pour le taffetas $[0/30/-30/0]$ et de 0.221KN pour le sergé $2/2 [0/30/-30/0]$. On conclue donc, que les tissus inclinés sont plus rigides que les autres qui ne sont pas inclinés.

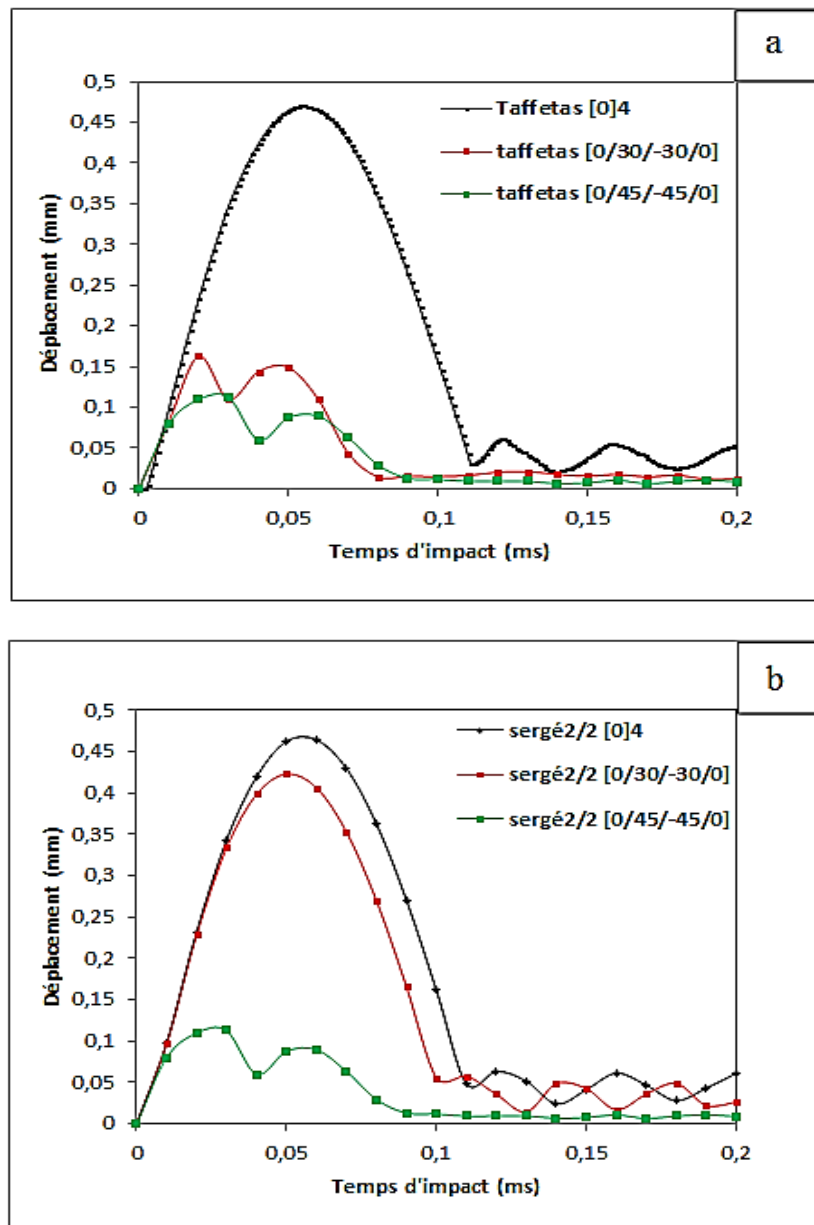


Figure (IV.26)-Déplacement en fonction du temps d'impact : Taffetas (a), sergé 2/2 (b)

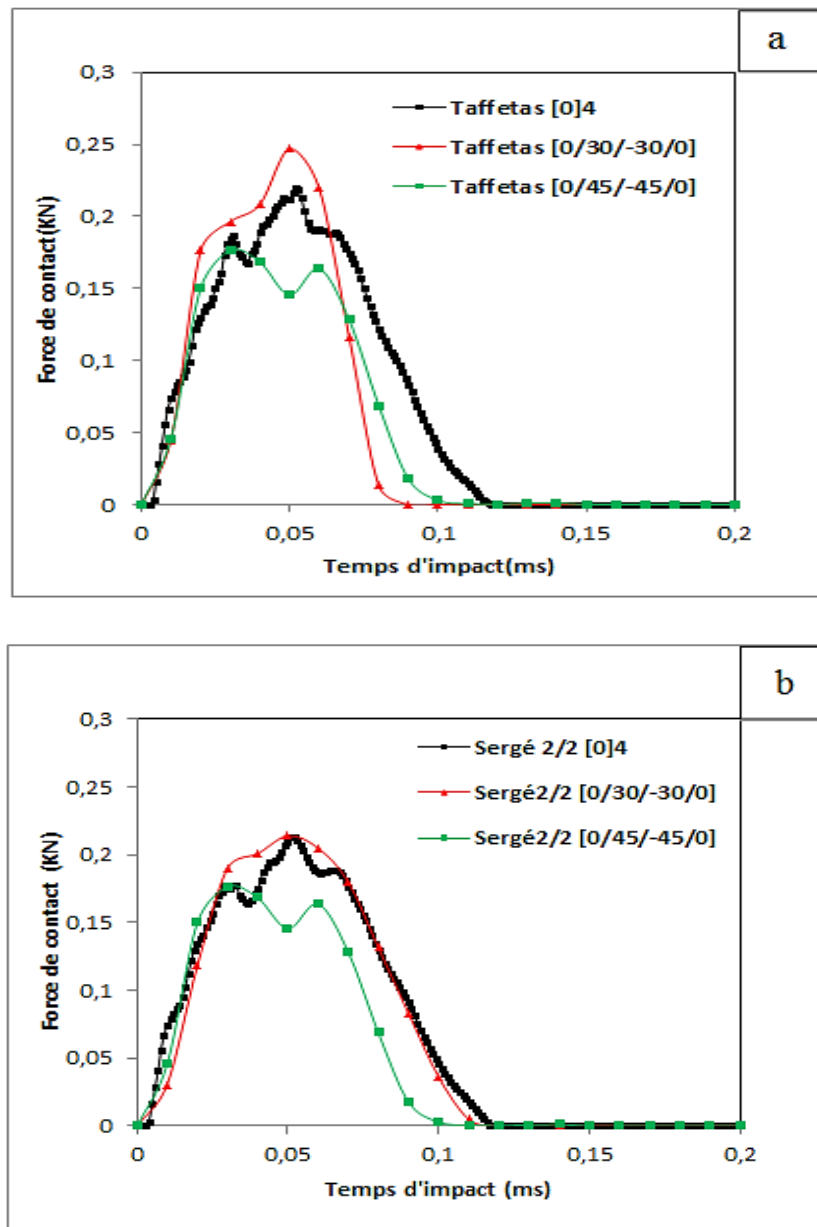


Figure (IV.27)-Force de contact en fonction du temps d'impact: Taffetas (a), sergé 2/2 (b)

IV.6.1.1.2 Surface délaminée

Pour la surface délaminée, on remarque que le taffetas incliné génère la moindre surface délaminée, la même chose pour le sergé2/2 [0/45/-45/0]. Dans le cas du sergé2/2 [0]₄ on note une grande surface délaminée d'ordre de 9.224mm² dans la troisième interface, suivie par le taffetas [0]₄ par une surface de 7.959mm² dans la même interface, voir figure (IV.28).

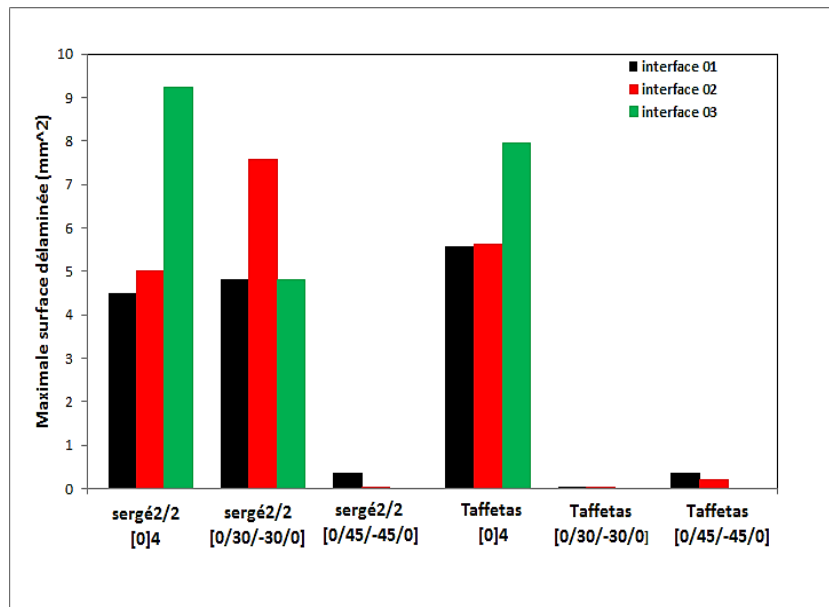


Figure (IV.28)-Maximale surface délaminée

IV.6.2 Textile composite 3D

A l'échelle mésoscopique, avec le logiciel Texgen, on a constitué un tissu 3D avec la géométrie des fibres montrée dans la figure (IV.29). Ces préformes tridimensionnelles présentent une grande résistance quant à la délamination en raison du binder. Les dimensions du composite sont de $10 \times 10 \times 1.1 \text{ mm}^3$, voir figure (IV.29), et figure (IV.30).

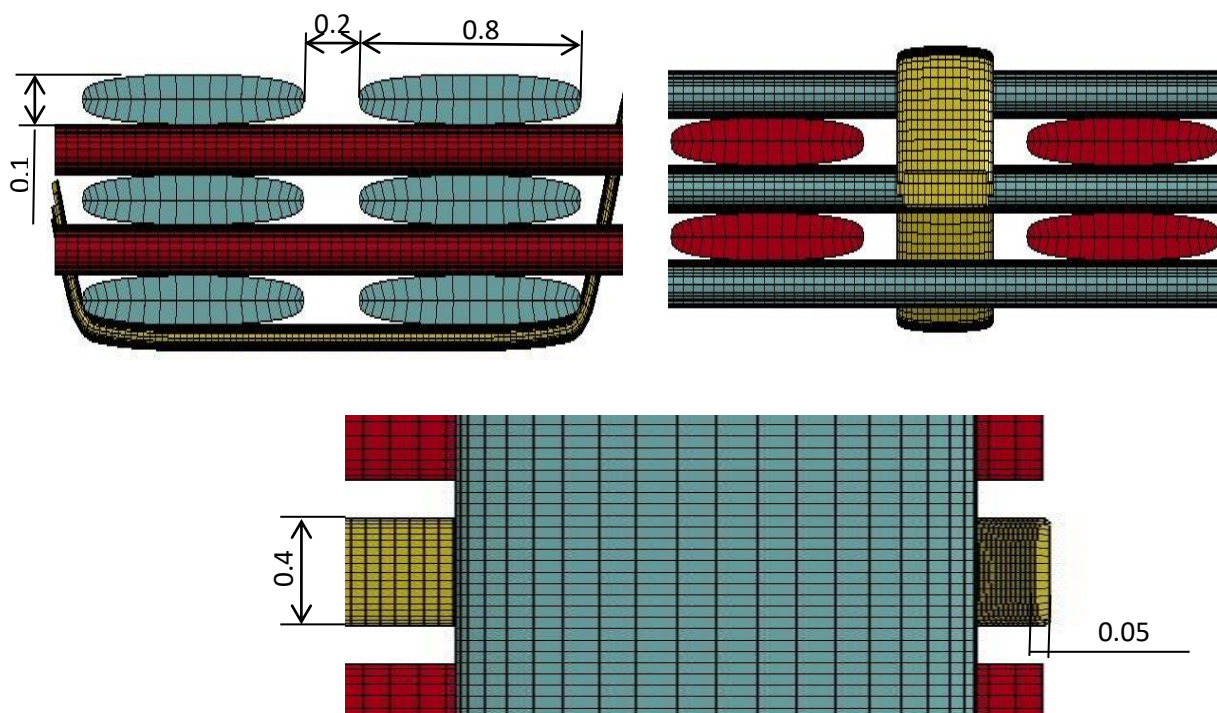


Figure (IV.29)-Géométrie des fibres

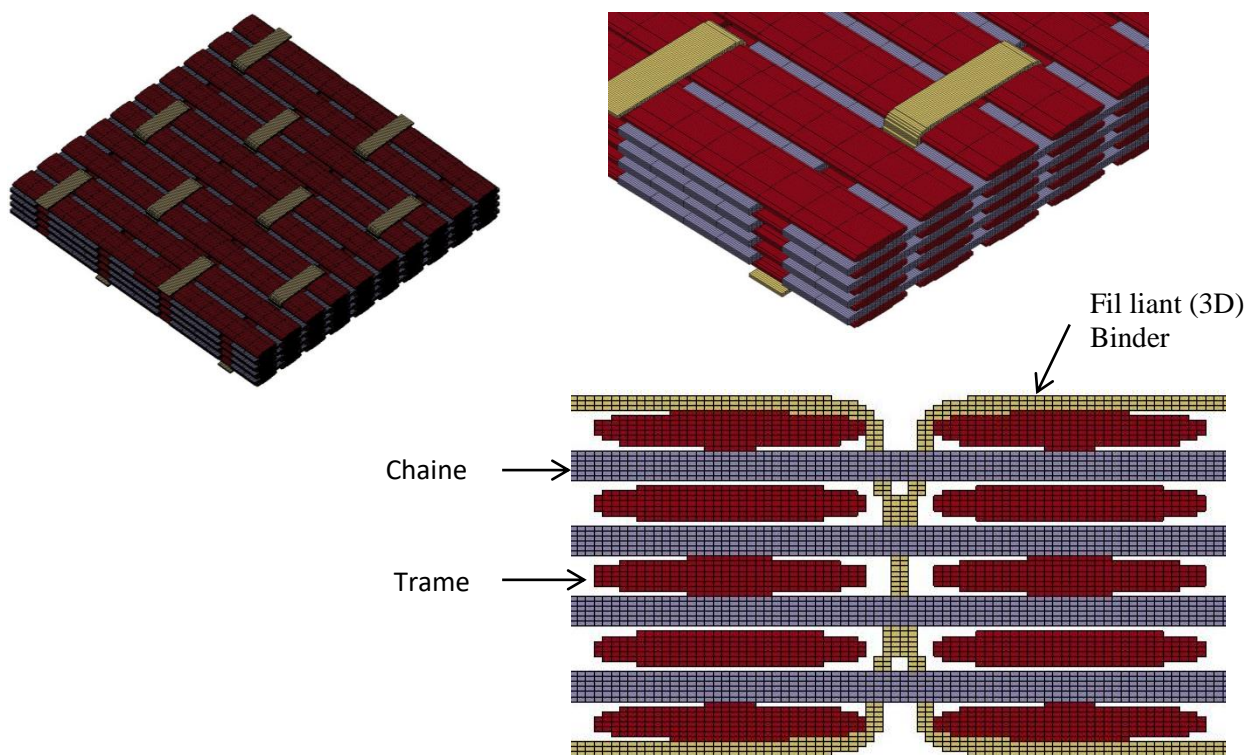


Figure (IV.30)-Architecture du tissu 3D sans matrice

IV.6.2.1 Force et déplacement

A partir de la figure (V.31), le déplacement maximal est de l'ordre de 0.31mm, par contre la force de contact est de 0.16KN sur un temps de 0.005ms.

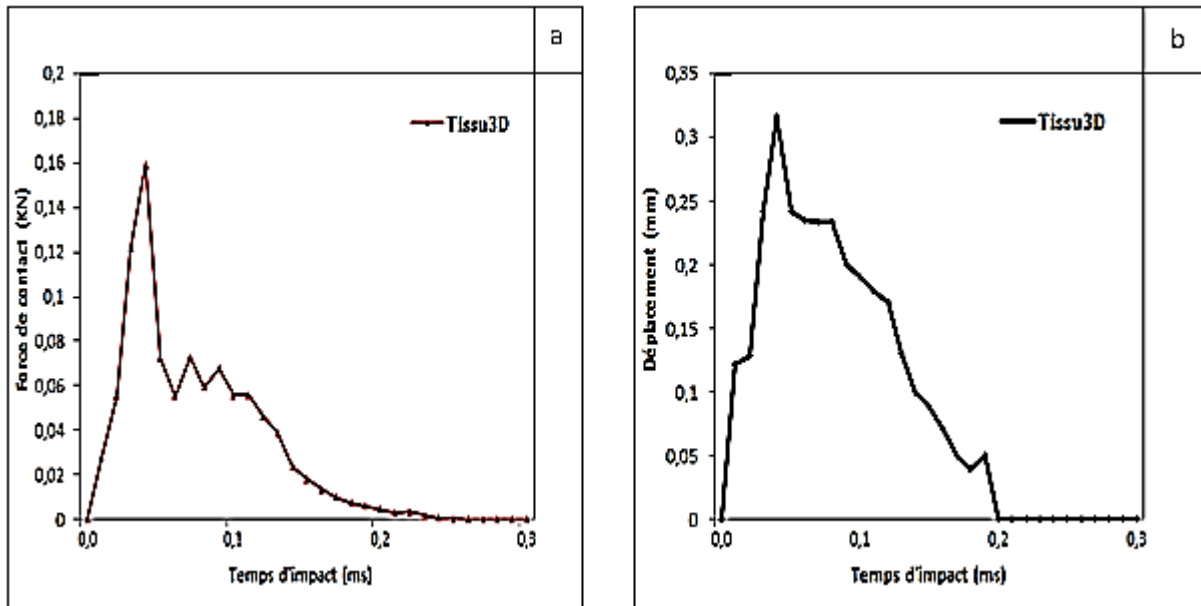


Figure (IV.31)-Force de contact et déplacement en fonction du temps d'impact

IV.7 Application de l'algorithme génétique

IV.7.1 Introduction

L'optimisation de la conception des composites se compose généralement d'identifier la configuration optimale qui permettrait d'atteindre la force nécessaire avec des frais minimales. Pour obtenir une conception efficace qui remplit les critères mondiaux et la difficulté pour sélectionner les valeurs à partir d'un grand ensemble de variables de conception contraints ont fait appel à une optimisation mathématique utilisant un outil naturel pour la conception de la structure du composite stratifié.

La différence entre la plupart des algorithmes génétiques et les méthodes d'optimisation classiques sont les suivants [65]:

- 1- GA ne nécessite pas d'informations dérivé de conduire la recherche de points optimaux

- 2- Bien que les méthodes classiques utilisent un seul point à chaque itération, GA est une approche basée sur la population.
- 3- GA est un optimiseur global alors que les méthodes classiques peuvent se coincer dans des optima locaux.
- 4- GA est une méthode d'optimisation probabiliste qui est, une solution inférieure (qui peut aider à faire évoluer la structure correcte des variables de conception) peut également avoir une probabilité non nulle de participer au processus de recherche.
- 5- Le coût de calcul de l'aide GA peut être élevé par rapport aux méthodes à base de dérivés.

IV.7.2 Présentation de Ls_opt [65]

LS-OPT est un logiciel d'optimisation et d'analyse de sensibilité qui s'interface parfaitement avec le solveur LS-DYNA. On peut traiter les problèmes très complexes d'optimisation et multi-objectifs avec une interface simple et claire. LS-OPT est issu d'études réalisées au début des années 90 à l'Université de Pretoria et l'Université de Floride par Nielen Stander et Trent Egglestone. Son développement à LSTC a commencé en 1995 sous l'impulsion de l'industrie automobile pour aboutir à la version 1 en 1999.

L'optimisation peut être définie comme une procédure pour "obtenir le meilleur résultat d'une opération donnée tout en satisfaisant certaines restrictions". Cet objectif a toujours été au centre du processus de conception, mais prend maintenant plus de signification que jamais en raison de la maturité des outils mathématiques et informatiques disponibles pour la conception.

La littérature d'optimisation mathématique et d'ingénierie présente généralement la phrase ci-dessous sous une forme standard comme suit :

$$\text{Min}F(x)$$

Sous les contraintes de :

$$g_j(x) \leq 0 ; j = 1, 2, 3, \dots, m$$

$$h_k(x) = 0 ; k = 1, 2, 3, \dots, l$$

La fonction F, appelée fonction coût ou objectif, identifie la quantité à minimiser ou à maximiser. Les fonctions g et h sont des fonctions de contraintes représentant les restrictions

de conception. Les variables collectivement décrites par le vecteur x sont souvent appelées variables de conception ou paramètres de conception.

IV.7.2.1 Méthodes d'optimisation dans Ls_opt

Les deux branches d'optimisation de base utilisées dans LS-OPT sont l'optimisation à base de méta-modèle et l'optimisation directe. L'optimisation par méta-modèle est utilisée pour créer et optimiser un modèle approximatif (méta-modèle) de la conception au lieu d'optimiser la conception par simulation directe. Le méta-modèle est ainsi créé comme un substitut simple et peu coûteux de la conception réelle. Une fois le méta-modèle créé, il peut être utilisé pour trouver l'optimum ou, dans le cas de plusieurs objectifs, le Front Pareto Optimal.

IV.7.2.1.1 L'optimisation à base de méta-modèle

Les techniques de méta-modélisation permettent la construction de modèles de conception de substitution pour les besoins de l'exploration de conception, comme le filtrage, l'optimisation et la fiabilité des variables. LS-OPT offre la possibilité d'utiliser cinq types standards de techniques de méta-modélisation, à savoir les surfaces de réponse polynomiale, les réseaux de neurones, les réseaux de fonctions de base radiales (RBF), le Krigeage (Kriging) et Support Vector Regression (SVR).

IV.7.2.1.1.1 Stratégies d'optimisation par méta-modèle

Il existe trois stratégies recommandées pour automatiser la procédure d'optimisation basée sur le méta-modèle.

*** une seule étape (Single stage)**

Dans cette approche, la conception expérimentale pour le choix des points d'échantillonnage se fait une seule fois. Une application typique consisterait à choisir un grand nombre de points (autant que possible) pour construire des méta-modèles tels que des réseaux RBF (Radial basis function) utilisant la méthode d'échantillonnage Space Filling. C'est probablement le meilleur moyen d'échantillonnage pour le remplissage d'espace car l'algorithme de remplissage d'espace positionne tous les points dans un seul cycle.

*** Stratégie séquentielle (Sequential strategy)**

Dans cette approche, l'échantillonnage est effectué séquentiellement. Un petit nombre de points est choisi pour chaque itération et de multiples itérations sont demandées. L'approche présente l'avantage que le processus itératif peut être arrêté dès que les méta-modèles ou les points optimaux ont une précision suffisante.

Pour le remplissage spatial, l'approche séquentielle avait une précision similaire à celle de l'approche en une seule étape, c'est-à-dire 10×30 points ajoutés séquentiellement est presque aussi bon que 300 points.

***Stratégie séquentielle avec réduction du domaine (Sequential strategy with domain reduction)**

Cette approche est la même que stratégie séquentielle, mais à chaque itération, la stratégie avec réduction de domaine est utilisée pour réduire la taille de la sous-région. Au cours d'une itération particulière, la sous-région est utilisée pour lier les positions de nouveaux points. Cette méthode est typiquement la seule appropriée pour les polynômes. Il existe deux approches pour les stratégies de réduction de domaine séquentiel. La première est globale et la seconde est locale.

IV.7.2.1.1.2L'optimisation directe*** Algorithme génétique**

Les algorithmes génétiques sont des algorithmes de recherche inspirés de la nature qui imitent le principe darwinien de la «survie du plus apte» détaillé paragraphe (IV.4).

*** Pareto solutions optimales**

Le principe de l'italien pareto est basé sur l'équilibre qu'on ne peut améliorer un objectif sans détériorer au moins un des autres objectifs. Cet équilibre est appelé Pareto Optimal (PO).

Toute solution non dominée dans l'ensemble du domaine de conception est une solution optimale de Pareto. Par définition, toutes les solutions optimales de Pareto sont des solutions non dominées, mais vice versa n'est pas vraie. Comme les problèmes d'optimisation objective unique, il existe local et global Pareto solutions optimales. Une solution non dominée est une solution optimale de Pareto local par rapport à l'ensemble de solutions considérées non dominées, tandis qu'une solution optimale de Pareto global est non dominée par rapport à toutes les solutions dans le domaine de conception.

IV.7.3 Contrainte équivalente et le coefficient de sécurité

Lorsqu'il y a présence de plusieurs composantes de contrainte, il existe un problème consistant à calculer une quantité unique, ce qui serait une mesure combinée de toutes les composantes de contrainte et qui pourrait être par rapport à la (uni axial) contrainte admissible du matériau. En ce qui concerne les métaux, deux théories dominant nettement.

L'un est associé au nom de Tresca et il se rapporte à la différence maximale entre les principales composantes de la contrainte. L'autre est la théorie d'énergie de distorsion, qui est associée à Von Mises.

Un coefficient de sécurité (CS) d'un élément de construction est défini comme un rapport de la résistance de cet élément à la charge appliquée. Au lieu d'utiliser le mot force, on utilise souvent des termes tels que la charge ultime ou la charge de rupture, ayant toutes la même signification. Le CS de toute la structure est le plus petit facteur de l'un de ses composants.

Le fournisseur de matériaux fournit des propriétés minimales garanties d'un matériau de structure. Si un échantillon de ce matériau est testé au hasard, il sera très probablement plus fort que ce qui est garanti. L'acier doux, par exemple, peut avoir sa limite d'élasticité moyenne de 30% supérieure et de la résistance à la rupture de 20% supérieure aux valeurs "catalogue". Alors que les moyennes statistiques peuvent souvent être mis en place, la plupart des ingénieurs sont satisfaits des valeurs minimales garanties, car cela crée une CS supplémentaire dans leurs prédictions. Après tout, l'objectif du concepteur est de créer des structures de sécurité. Dans la conception aéronautique, par exemple, le CS peut être aussi faible que 1,5 [70-71].

Sur la base de la discussion précédente on définit un nouvel état de contraintes, $\{\sigma'\}$, qui est un multiple, R (coefficient de sécurité), de l'état de contraintes initial:

$$\begin{Bmatrix} \sigma'_x \\ \sigma'_y \\ \sigma'_z \end{Bmatrix} = R \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{Bmatrix} \quad (\text{IV.9})$$

IV.7.4 Critère de rupture

Le critère de défaillance Tsai-Wu est l'un des critères de rupture statique les plus fiables car il fournit une expression analytique simple en tenant compte des effets interactifs

concurrentes entre les composantes de la contrainte et qui est donné par [71]:

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X_t|X_c|} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y_t|Y_c|} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{12}}{\sqrt{X_tX_cY_tY_c}} + \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{|X_c|}\right)\sigma_{11} + \left(\frac{1}{Y_t} + \frac{1}{|Y_c|}\right)\sigma_{22} < 1 \quad (\text{V.10})$$

Le coefficient de sécurité pour la couche kth, CS^k , selon le critère de Tsai-Wu est défini comme le multiplicateur des composants de contraintes du pli k, σ_{ij}^k , qui fait le côté droit de l'équation (IV.10) égal à 1.0, l'équation. (IV.10) devient alors :

$$a(CS^k)^2 + b(CS^k) - 1 = 0 \quad (\text{IV.11})$$

Ou :

$$a = \frac{(\sigma_{11}^2)}{X_t|X_c|} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y_t|Y_c|} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{12}}{\sqrt{X_tX_cY_tY_c}}$$

$$b = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{|X_c|}\right)\sigma_{11} + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{|Y_c|}\right)\sigma_{22}$$

La racine de l'équation (V.11) donne le coefficient de sécurité. Étant donné que le coefficient de sécurité négatif est physiquement significatif, la valeur absolue de la première racine est considérée comme le coefficient de sécurité réelle.

$$CS^k = \left| \frac{-b + \sqrt{b^2 + 4a}}{2a} \right| \quad (\text{IV.12})$$

Ensuite, le minimum de CS^k du chaque couche est choisi comme étant le coefficient de sécurité du stratifié.

IV.8 Optimisation du coefficient de sécurité avec les formes des impacteurs

Le but de ce travail c'est de minimiser le coefficient de sécurité basé sur le critère de Tsai-Wu et trouver la valeur optimum des efforts, des déplacements et des énergies pour les quatre formes d'impacteur considérés dans le paragraphe (IV.3).

Pour cela on a pris comme variable la vitesse et le coefficient de sécurité comme fonction objective.

IV.8.1 Procédure d'optimisation

Les paramètres d'optimisation utilisés sont comme suit :

Fonction objective : coefficient de sécurité

Population : 4

Génération :60

Operateur de sélection : Tournoie

Taille de tournoie : 2

Nombre des élites : 2

Type de cross-over : SBX

Probability cross-over : 1

Distribution cross-over : 10

Distribution de mutation : 4

Probabilité de mutation : 1

Maximum de répétition de l'optimum par génération : 0.1

Le coefficient de sécurité est la fonction objective déterminée selon le principe de Tsai-Wu de l'équation (IV.12) et formulée comme suit :

$$F(x) = \min(CS^k)$$

Sous contrainte de :

$$1 < CS^k < 3$$

$$10\text{m/s} \leq v \leq 30\text{m/s}$$

IV.8.2 Résultats et discussions

Après 10 itérations, on remarque que le composite peut supporter une vitesse maximale d'ordre de 19.921m/s lorsqu'il est impacté par un impacteur de forme sphérique équivalent à un coefficient de sécurité de 1.199 suivi par l'impacteur hémisphérique avec une vitesse de 17.570m/s pour un CS=1.078, par contre pour les impacteurs cylindrique et le tronc de cône le coefficient de sécurité est de 1.013 avec des vitesses optimales de 8.902m/s et 14.339m/s successivement .

Itération		01	02	03	04	05	06	07	08	09	10
Cylindrique	CS	1.190	1.087	1.057	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013
	Vitesse (m/s)	9.333	8.923	8.955	8.902	8.902	8.902	8.902	8.902	8.902	8.902
Hémisphérique	CS	1.426	1.295	1.295	1.295	1.295	1.078	1.078	1.078	1.078
	vitesse (m/s)	18	17.582	18.241	18.241	18.241	18.241	17.570	17.570	17.570	17.570
sphérique	CS	1.623	1.384	1.272	1.272	1.199	1.199	1.199	1.199	1.199	1.199
	vitesse (m/s)	15	19.883	15.379	15.379	19.921	19.921	19.921	19.921	19.921	19.921
Tronc de cône	CS	1.158	1.121	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013	1.013
	vitesse (m/s)	13.666	13.680	14.339	14.339	14.339	14.339	14.339	14.339	14.339	14.339

Tableau (IV.6)- Résultats des 10 itérations pour les quatre impacteurs

IV.8.2.1 Force et déplacement optimaux

Les valeurs optimales obtenues sont illustrées sur la figure (IV.32) où on a obtenu des déplacements maximaux pour l'impacteur sphérique suivi par l'impacteur hémisphérique avec des valeurs d'ordre de 5.365 mm et 4.393 mm successivement ; tandis que la valeur minimale est obtenue par l'impacteur cylindrique avec une valeur de 1.064mm. Pour la force de contact optimale elle est obtenue par l'impacteur en tronc de cône avec une valeur d'ordre de 1.449KN, voir figure (IV.33).

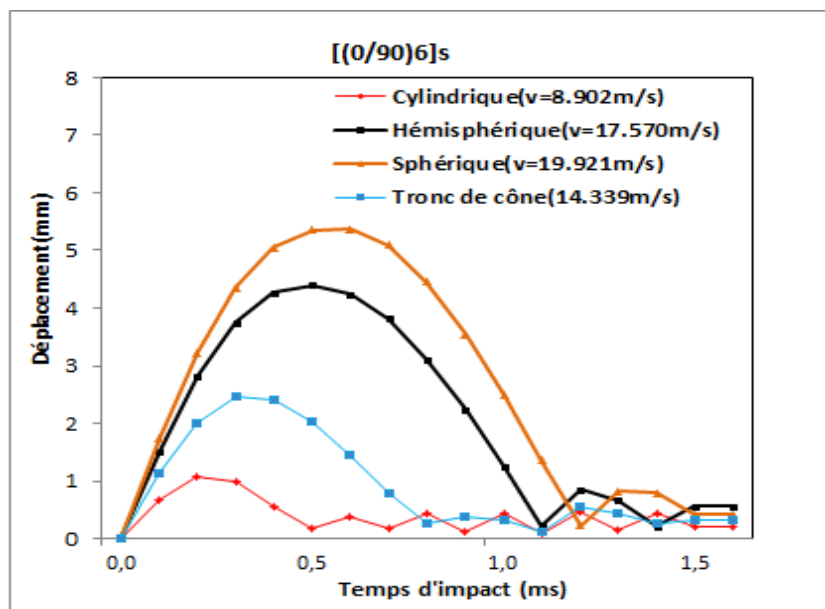


Figure (IV.32)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact

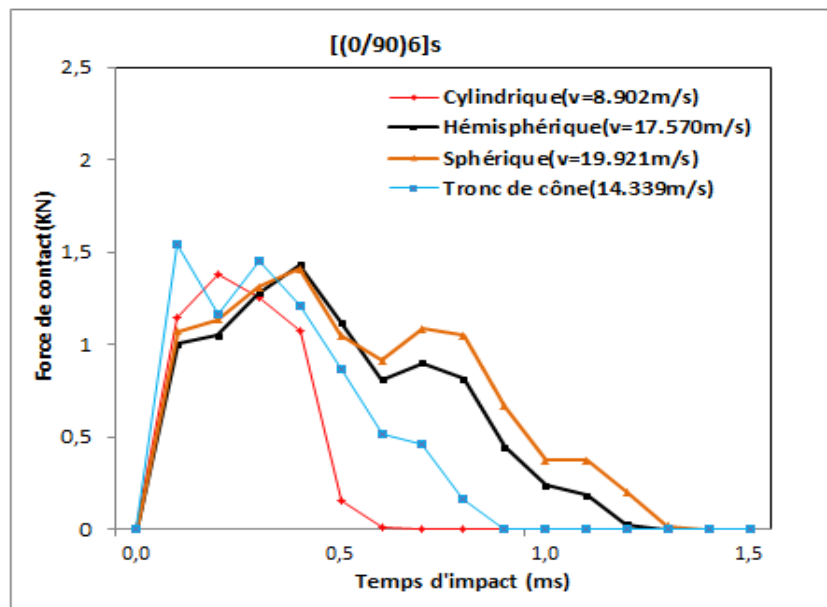


Figure (IV.33)-Force de contact optimale en fonction du temps d'impact

IV.8.2.2 Energie d'impact et surface délaminée optimales

De la figure (IV.34), on remarque que l'énergie optimale maximale obtenue est de 3.808J engendrée par l'impacteur sphérique, tandis que l'impacteur cylindrique fournit une valeur de 1.064J. Pour la surface délaminée, de la figure (IV.35), on remarque que la grande surface délaminée optimale est obtenue par le tronç de cône d'ordre de 22.269mm² suivi par l'impacteur sphérique de 20.221mm² et l'impacteur hémisphérique d'ordre de 19.142mm² tandis que le cylindre on a seulement une surface délaminée minimale de 6.555mm².

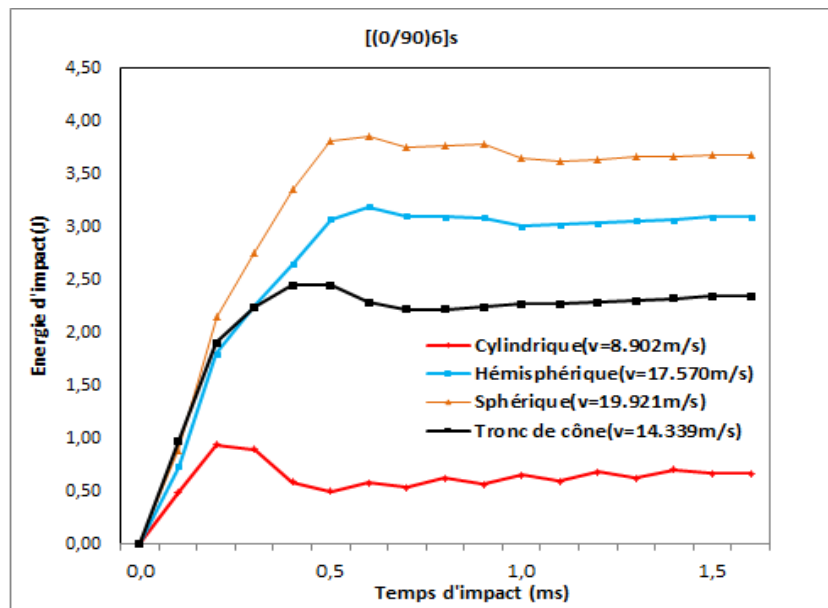


Figure (IV.34)-Energie d'impact en fonction du temps d'impact

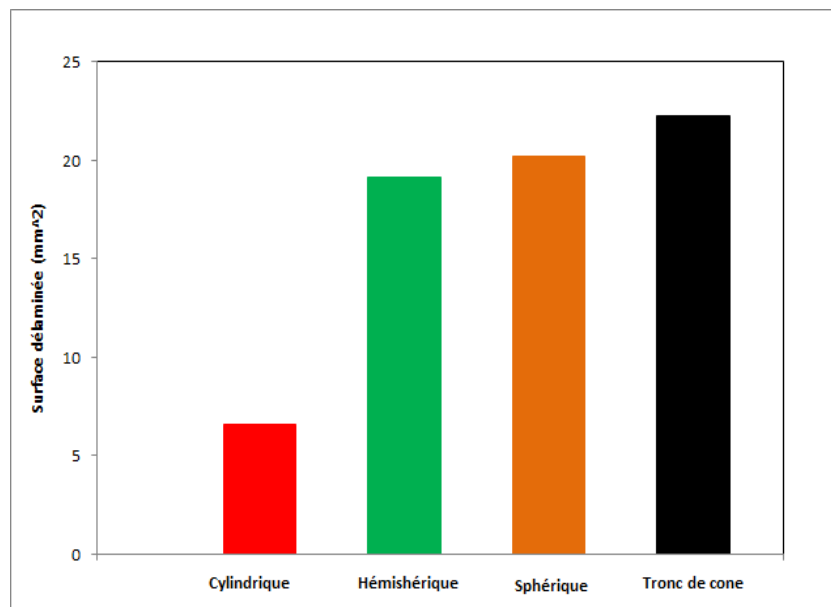


Figure (IV.35)-Surface délaminee pour chaque impacteur

IV.9 Optimisation des propriétés mécaniques

En faisant varier les deux modules d'élasticité du composite, et la vitesse d'impact, le coefficient de sécurité est pris comme fonction objective. Les contraintes sont comme suit :

$$F(x) = \min(CS^k)$$

$$\text{Avec :} \quad 1.5 < CS^k < 3$$

$$\text{Modules de Young:} \quad 134 \leq E_{11} \leq 524$$

$$5.7 \leq E_{22} \leq 7$$

$$\text{Vitesse} \quad 5\text{m/s} \leq v \leq 25\text{m/s}$$

IV.9.1 Résultats et discussions

Le tableau (IV.7) présente les valeurs optimales calculées par l'algorithme génétique pour les quatre impacteurs. On remarque que l'impacteur sphérique on obtient la valeur maximale de $E_{11}=144.874\text{GPa}$ et E_{12} , v_{12} minimales, les impacteurs cylindrique et le tronc de cône fournissent plus ou moins la même valeur du module d'élasticité de l'ordre de 138GPa , mais le module transversal pour le cylindre est plus grand que le tronc de cône pour la même vitesse de l'ordre de 16m/s . Dans le cas de l'impacteur hémisphérique la valeur minimale du module E_{11} est obtenue avec une vitesse de 9.237m/s .

Impacteur	E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	v_{12}	CS	Vitesse (m/s)
Cylindrique	138.417	6.954	0.01758	1.526	16.642
Hémisphérique	135.056	6.988	0.01811	1.543	9.237
Sphérique	144.874	5.734	0.01386	1.522	15.000
Tronc de cône	137.682	5.7	0.01489	1.502	15.920

Tableau (IV.7)- Résultats d'optimisation des propriétés mécaniques

IV.9.2.1 Force et déplacement optimaux

A partir des figures (IV.37) et (IV.38) on remarque que la valeur minimale du déplacement est obtenue par l'impacteur sphérique possédant la plus grande valeur du module d'élasticité, par contre la valeur maximale est obtenue par l'impacteur cylindrique.

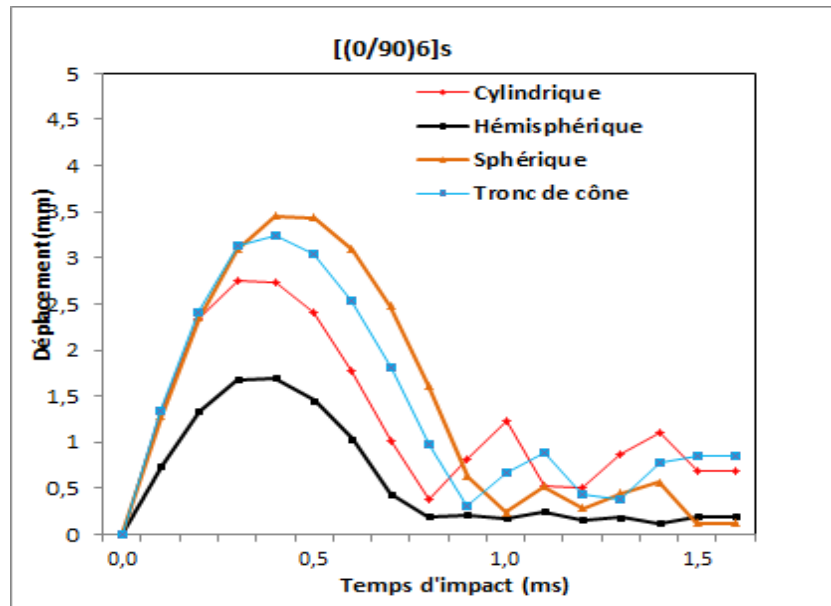


Figure (IV.36)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact

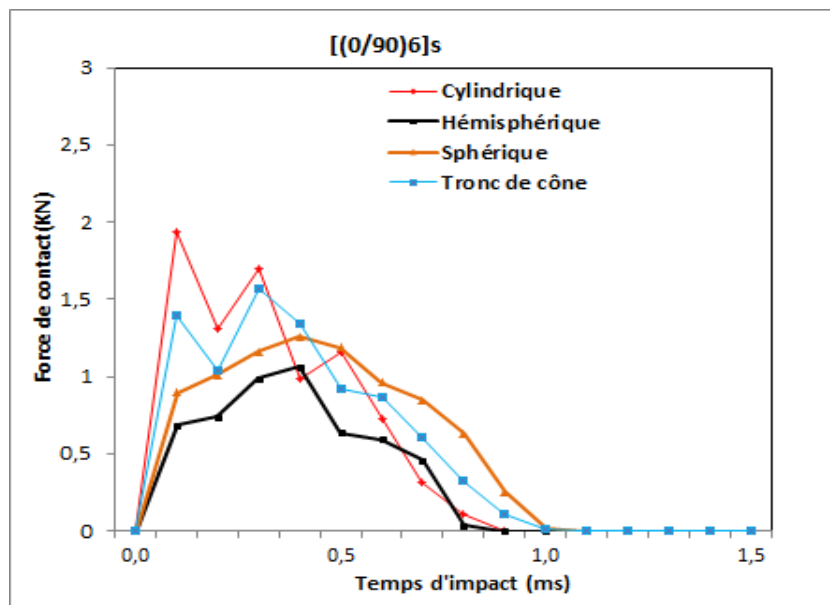


Figure (IV.37)- Force de contact optimale en fonction du temps d'impact

IV.9.2.2 Energie d'impact et surface délaminée optimales

Pour l'énergie d'impact on remarque les laminés ayant le module de Young d'environ 138GPa et qui sont impactés par le cylindre et le tronc de cône fournissent une énergie et des surfaces délaminées maximales, tandis que le laminé ayant le module de poisson plus grand fournit l'énergie minimale et une surface délaminée minimale.

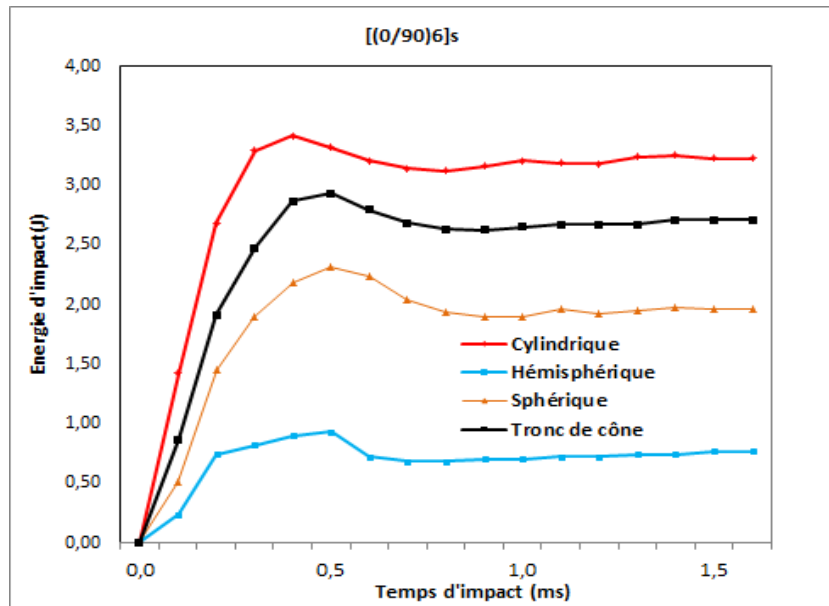


Figure (IV.38)-Energie d'impact en fonction du temps d'impact

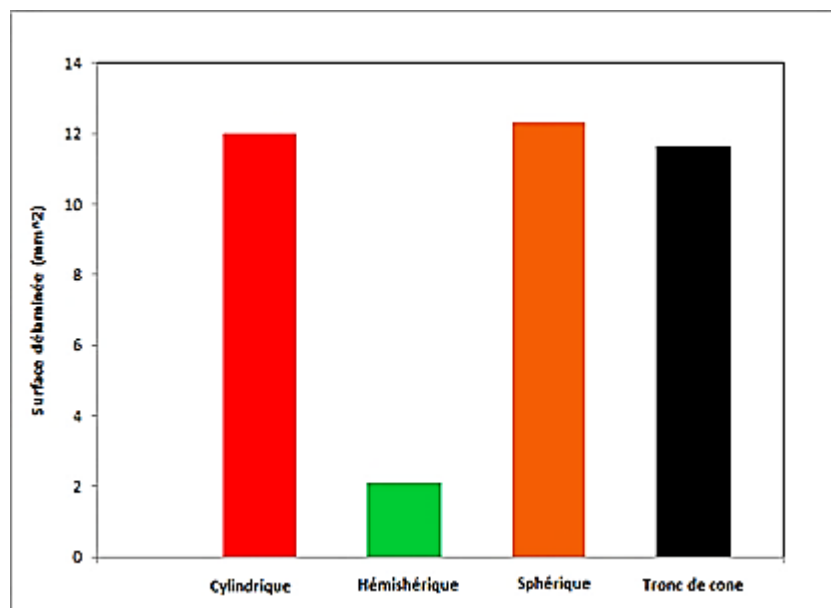


Figure (IV.39)-Surface délaminée pour chaque impacteur

IV.10 Optimisation de la séquence d'empilement

Pour avoir une orientation optimale des fibres, on considère l'angle des couches comme variable et la fonction délaminée (V.4) comme fonction objective.

$$F(x) = \min(\text{Delam})$$

$$\begin{aligned} \text{Avec :} & & 0 < \text{Delam} < 1 \\ \text{Vitesse} & & 5\text{m/s} \leq v \leq 25\text{m/s} \\ \text{Orientations} & & \alpha = \{0,30,45,60,90\} \end{aligned}$$

IV.10.1 Résultats et discussions

Le tableau (IV.8) montre les séquences optimales sans aucun délaminage. Pour l'impacteur cylindrique, la séquence optimale obtenue est de $[90/0/90/90/60/0]_s$ qui correspond à une vitesse de 5.952m/s et un coefficient de sécurité d'ordre de 1.194. Pour l'impacteur en tronc de cône on obtient une vitesse 5.256m/s pour la séquence de $[0/30/0/60/0/35]_s$. Les impacteurs hémisphérique et sphérique fournissent des séquences optimales $[30/90/90/0/90/60]_s$, $[90/0/0/90/60/0]_s$ respectivement avec un coefficient de sécurité très grand et supérieur à 3.

Impacteur	Séquence	Vitesse (m/s)	Fonction délaminée	Cs
Cylindrique	$[90/0/90/0/60/0]_s$	5.952	0.938	1.194
Hémisphérique	$[30/90/90/0/90/60]_s$	1.247	0.999	3.187
Sphérique	$[90/0/0/90/60/0]_s$	1.215	0.971	3.229
Tronc de cône	$[0/30/0/60/0/30]_s$	5.923	0.968	1.250

Tableau (IV.8)- Résultats d'optimisation des séquences

IV.10.2 Force et déplacements optimale

A partir des figures (IV.40) et (IV.41) on remarque que les déplacements et les

forces maximales sont obtenues avec les impacteurs cylindrique et en tronc de cône impactant les séquences [90/0/90/0/60/0]_s, et [0/30/0/60/0/30]_s

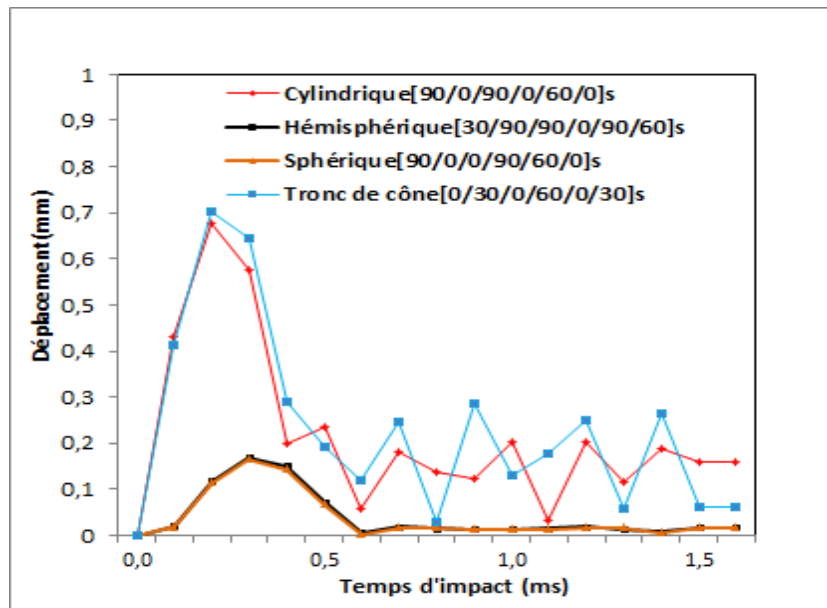


Figure (IV.40)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact

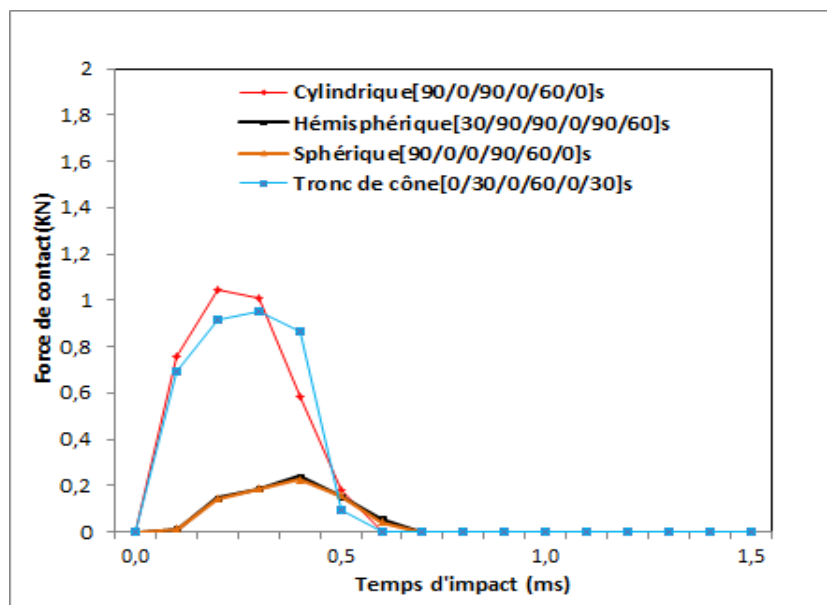


Figure (IV.41)- Force de contact optimale en fonction du temps d'impact

IV.11 Optimisation de la vitesse pour le tissu

Le problème étudié dans ce paragraphe est d'optimiser l'énergie d'impact en prenant le coefficient de sécurité comme fonction objective. L'optimisation est effectuée sur les six types de tissu : sergé (2/2) [0]₄, sergé (2/2) [0/30/-30/0], sergé (2/2) [0/45/-45/0] et le taffetas [0]₄, taffetas [0/30/-30/0], taffetas [0/45/-45/0] étudiés dans le paragraphe (IV.6) , cette optimisation est comme suit :

$$F(x) = \min(CS^k)$$

Sous contrainte de :

$$1.5 < CS^k < 3$$

$$0.5\text{m/s} \leq v \leq 15\text{m/s}$$

IV.11.1 Résultats et discussions

Du tableau (IV.10) on remarque les tissus le Sergé (2/2) [0/45/-45/0] et le Taffetas [0]₄ peuvent supporter des vitesses optimales maximales d'ordre de 1.2m/s suivie par les tissus Taffetas [0/30/-30/0], le Sergé (2/2) [0/30/-30/0] et le Sergé (2/2) [0]₄ avec une vitesse d'ordre de 1m/s. On remarque une apparition du délaminage pour les tissus ; le Sergé (2/2) [0/45/-45/0], Taffetas [0]₄, le Taffetas [0/30/-30/0] et le Taffetas [0/45/-45/0].

Tissu	Sergé (2/2) [0] ₄	Sergé (2/2) [0/30/-30/0]	Sergé (2/2) [0/45/-45/0]	Taffetas [0] ₄	Taffetas [0/30/-30/0]	Taffetas [0/45/-45/0]
CS	1.504	1.416	1.5	1.560	1.536	1.526
Vitesse (m/s)	1	0.944	1.273	1.260	0.944	0.524
Fonction délaminée	0.810	0.865	4.435	1.274	4.162	2.301

Tableau (IV.9)- Résultats d'optimisation des séquences

IV.11.2 Force et déplacement optimales

De la figure (IV.42), le déplacement maximal est obtenu avec le tissu Taffetas [0/30/-30/0], suivi par le tissu sergé (2/2) [0]₄. La valeur minimale est obtenue avec le tissu

Taffetas [0/45/-45/0]. Pour les forces, on remarque que la force optimale maximale est obtenue avec le tissu Sergé (2/2) [0/45/-45/0] suivi par le taffetas [0/30/-30/0], ces mêmes tissus présentent les plus grandes fonctions délamination.

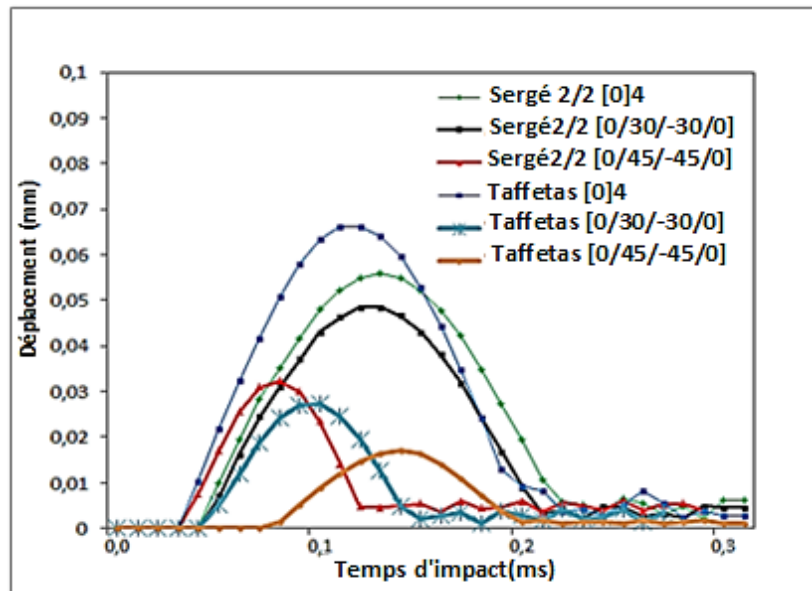


Figure (IV.42)-Déplacement optimal en fonction du temps d'impact

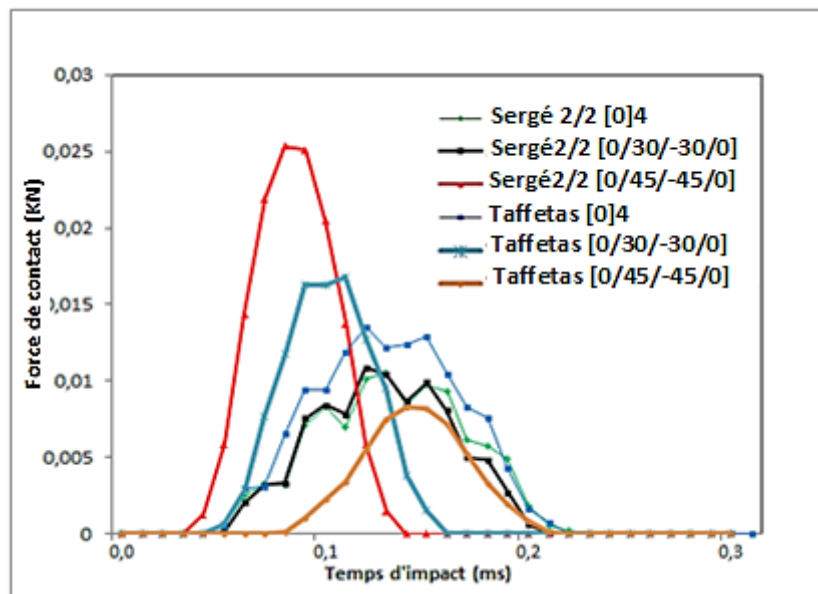


Figure (IV.43)- Force de contact optimale en fonction du temps d'impact

CONCLUSION ET PERSPECTIVES FUTURES

A partir des résultats des de la modélisation numériques obtenus par la méthode des éléments finis et le principe d'optimisation basé sur l'algorithme génétique ; les conclusions les plus pertinentes sont les suivantes :

A- VALIDATION DES MODELES UTILISES

Les modèles de rupture de la bibliothèque du code Ls dyna le Mat_059 pour le laminé et le Mat_020 pour l'impacteur (considéré comme un corps rigide) ont été validés avec les essais expérimentaux en tour de chute libre selon la norme ASTM D7136. Le composite testé est le carbone/époxyde de séquence $[-45/45/0/90/0/0/-45/45/0]_s$.

A partir de là, plusieurs applications numériques basées selon ces deux modèles ont été développées.

B- APPLICATIONS VIA LS DYNA

a- Influence de l'entaille circulaire et de l'énergie d'impact.

L'effet de l'entaille circulaire et de la vitesse d'impact a été mis en évidence sur la capacité portante du laminé sollicité à l'impact. Dans ce cas le composite traité est un croisé de séquence $[(0/90)_6]_s$. On remarque que le déplacement et la charge au point de contact augmente progressivement. L'entaille génère une délamination dans les couches du composite provoquant la rupture catastrophique du laminé.

b- Influence de la géométrie des impacteurs.

Quatre différents impacteurs ont été considérés ; il s'agit de : sphérique, cylindrique, tronc de cône et le hémisphérique. Ces quatre impacteurs impactant au centre du laminé avec une vitesse de 15m/s. Les impacteurs sphérique et hémisphérique engendrent un déplacement

maximal. Par contre le cylindrique fourni une valeur minimale. On remarque une propagation du délaminage au voisinage de l'entaille pour les différents impacteur, la deuxième est l'influence des arrêtes circulaire pour les impacteurs cylindrique et tronc de cône.. Pour l'endommagement des fibres, on note qu'il y a une condensation de rupture de fibre générée par l'impacteur en tronc de cône, suivi par le cylindre et plus au mois les impacteur sphérique et hémisphérique.

c- Influence de la géométrie des impacteurs et de la vitesse.

En augmentant la vitesse d'impact, la surface délaminée augmente respectivement. Cette surface atteint la valeur maximale pour un impacteur en tronc de cône. Par contre l'hémisphérique et le sphérique engendrent plus ou moins la même valeur.

d- Influence de la séquence d'empilement.

L'orientation des fibres joue un rôle important sur la résistance à l'impact. Les orientations considérées sont : $[0]_{12}$, $[30]_{12}$, $[45]_{12}$, $[60]_{12}$, $[90]_{12}$. Le délaminage se produit au centre du laminé pour l'impacteur cylindrique. De même la séquence $[90]_{12}$ est très vulnérable au processus de délaminage.

e- Influence de la forme de textile.

Les composites en textiles 2D et 3D sont plus performants en comparaison avec les unidirectionnels. Les préformes ont été conçues par le code TEXTGEN. Six types ont été traités ; il s'agit du sergé et du taffetas en fonction de la séquence d'empilement. Les six types de composite en tissu sont formés de quatre couches. La préforme 3D présente un bon comportement vis-à-vis du délaminage à cause de la fibre appelée binder permettant un bon compaction (serrage) des plis.

C- OPTIMISATION VIA ALGORITHME GENETIQUE- CODE LS -OPTUI

Pour une conception optimale d'une structure résistant à l'impact, l'algorithme génétique est utilisé. Dans notre cas on a considéré le coefficient de sécurité comme fonction objective à minimiser. La fonction de ce coefficient est déterminée par le critère de rupture de Tsai-Wu en résolvant l'équation caractéristique. La vitesse d'impact, les modules d'élasticité selon les deux directions du laminé sont pris comme variables.

Dans le cas d'une optimisation de la séquence d'empilement, on a considéré les angles des fibres comme variable allant de : $\{0, 30, 45, 60, 90\}$. La fonction de délaminage a été aussi prise en compte comme fonction objective.

D- PERSPECTIVES FUTURES

En dernier lieu, l'effet de l'environnement tels que la température et l'humidité doit être pris en compte, du fait que ces deux paramètres provoquent des tensions résiduelles dans le composite, donc sous l'effet d'une force dynamique, ces charges internes se multiplient provoquant ainsi une rupture catastrophique de la structure en composite.

Une autre technique pour diminuer l'effet d'impact, consiste à coller une couche en matériaux plastiques ayant pour capacité d'absorber une partie de l'énergie du projectile. De cette manière, le comportement du composite au délaminage à l'impact ne sera pas affecté.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [01] JONES, R.M., Mechanics of composite materials, Washington D.C., USA:Scripta Book Company, 1975, 355 p. ISBN 0070327904
- [02]Damien Ducret, Elasticité anisotrope et endommagement des matériaux composites : caractérisation ultrasonore et modélisation micromécanique, Insa de Lyon, 2000 ISAL 0051
- [03] Marc François.Module M227Matériaux non métalliques, IUT de Cachan. Université Paris-sud11(2015)
- [04]Glossaire des matériaux composites – CARMA –Actualisation octobre 2006
- [05]N. Razali,M.T.H.Sultan, F.Mustapha,N. Yidris and M.R.Ishak, Impact Damage on Composite Structures – A Review, The International Journal Of Engineering And Science (IJES) Vol. 3 Issue 7 P.08-20 (2014)
- [06]Muhammed Tijani ISA, Abdulkarim Salaw Ahmed, Benjamine Olufemi Aderemi,Razaina Mat Taib, Hazizan Md Akil, Ibrahim Ali Mohammed-Dabo, Drop Weight Impact Studies of Woven Fibers Reinforced Modified Polyester Composites, Leonardo Electronic Journal of Practices and Technologies, ISSN 1583-1078 Issue 24, January-June 2014, p. 97-112
- [07]Christophe Bouvet, Dommages d'impact sur stratifié composite Impact damages on composite laminate, AMAC. 17`emes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France, pp.206
- [08] C.Lopes,Z. Gurdal, Simulation of Low-Velocity Impact Damage on Composite Laminates, 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 17th4 - 7 May 2009, Palm Springs, California
- [09] B. Kranthi Kumar et Lakshmana Kishore. T., Low velocity impact analysis of laminated FRP composites, International Journal of Engineering Science and Technology (IJEST), Vol. 4 No.01 January 2012
- [10] Harpreet Singh, Puneet Mahajan, Modeling damage induced plasticity for low velocity impact simulation of three dimensional fiber reinforced composite, Composite Structures 131 (2015) 290–303

- [11] Evci, C., Thickness-Dependent Energy Dissipation Characteristics of Laminated Composites Subjected to Low Velocity Impact, *Composite Structures* (2015), doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2015.07.111>
- [12] Baozhong Sun, Dongmei Hu, Bohong Gu, Transverse impact damage and energy absorption of 3-D multi-structured knitted composite, *Composites: Part B* 40 (2009) 572–583
- [13] J. Bienias, P. Jakubczak, B. Surowska, K. Dragan, Low-energy impact behavior and damage characterization of carbon fibre reinforced polymer and aluminium hybrid laminates, *Archives of Civil and Mechanical Engineering* (2015), <http://dx.doi.org/10.1016/j.acme.2014.09.007>
- [14] A. Riccio, G. Di Felice, S. Saputo, F. Scaramuzzino, Stacking sequence effects on damage onset in composite laminate subjected to low velocity impact, *Procedia Engineering* 88 (2014) 222 – 229
- [15] Celal Evci, Müfit Gülgeç, An experimental investigation on the impact response of composite materials, *International Journal of Impact Engineering* 43 (2012) 40e51
- [16] Y. Shi, C. Pinna, C. Soutis, Modelling impact damage in composite laminates: A simulation of intra- and inter-laminar cracking, *Composite Structures* 114 (2014) 10–19
- [17] Shuchang Long, Xiaohu Yao, Xiaoqing Zhang, Delamination prediction in composite laminates under low-velocity Impact, *Composite Structures* 132 (2015) 290–298
- [18] Harpreet Singh, Kiran Kumar Namala, Puneet Mahajan, A damage evolution study of E-glass/epoxy composite under low velocity impact, *Composites Part B* 76 (2015) 235e248
- [19] Eun-Ho Kim, Mi-Sun Rim, In Lee, Tae-Kyung Hwang, Composite damage model based on continuum damage mechanics and low velocity impact analysis of composite plates, *Composite Structures* 95 (2013) 123–134
- [20] Tiziana Segreto, Alberto Bottillo, Roberto Teti, Advanced ultrasonic non-destructive evaluation for metrological analysis and quality assessment of impact damaged non-crimp fabric composites. 48th CIRP Conference on Manufacturing Systems - CIRP CMS 2015
- [21] M. Chandrashekar, Ranjan Ganguli, Damage assessment of composite plate structures with material and measurement uncertainty, *Mechanical Systems and Signal Processing* 75 (2016) 75–93
- [22] A. Wagih, P. Maimí, N. Blanco, J. Cost, A quasi-static indentation test to elucidate the sequence of damage events in low velocity impacts on composite laminates, *Composites: Part A* 82 (2016) 180–189

- [23] M. Yong, B.G. Falzon, L. Iannucci, On the application of genetic algorithms for optimizing composites against impact loading, [International Journal of Impact Engineering](#) 35(11):1293-1302, November 2008
- [24] O.E. Canyurt, C. Meran, M. Uslu, Strength estimation of adhesively bonded tongue and groove joint of thick composite sandwich structures using genetic algorithm approach, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 30 (2010) 281–287
- [25] Ching-Chieh Lin, Ya-Jung Lee, Stacking sequence optimization of laminated composite structures using genetic algorithm with local improvement, *Composite Structures* 63 (2004) 339–345
- [26] N. Jansson, W.D. Wakeman, J.-A.E. Manson, Optimization of hybrid thermoplastic composite structures using surrogate models and genetic algorithms, *Composite Structures* 80 (2007) 21–31
- [27] Andrew J. Goupee, Senthil S. Vel., Two-dimensional optimization of material composition of functionally graded materials using meshless analyses and a genetic algorithm, *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 195 (2006) 5926–5948
- [24] Jean-Denis Mathias, Xavier Balandraud, Michel Grediac, Applying a genetic algorithm to the optimization of composite patches, *Computers and Structures* 84 (2006) 823–834
- [29] Luigi Iuspa, Eugenio Ruocco, Optimum topological design of simply supported composite stiffened panels via genetic algorithms, *Computers and Structures* 86 (2008) 1718–1737
- [30] P. Badalló, D. Trias, L. Marín, J.A. Mayugo, A comparative study of genetic algorithms for the multi-objective optimization of composite stringers under compression loads, *Composites: Part B* 47 (2013) 130–136
- [31] Z. Yang, X.S. Gu, X.Y. Liang, L.C. Ling, Genetic algorithm-least squares support vector regression based predicting and optimizing model on carbon fiber composite integrated conductivity, *Materials and Design* 31 (2010) 1042–1049
- [32] X. Legrand, D. Kelly, A. Crosky, D. Crépin, Optimisation of fibre steering in composite laminates using a genetic algorithm, *Composite Structures* 75 (2006) 524–531
- [33] M. Abouhamze, M. Shakeri, Multi-objective stacking sequence optimization of laminated cylindrical panels using a genetic algorithm and neural networks, *Composite Structures* 81 (2007) 253–263

- [34] G. Narayana Naik, S. Gopalakrishnan, Ranjan Ganguli, Design optimization of composites using genetic algorithms and failure mechanism based failure criterion *Composite Structures* 83 (2008) 354–367
- [35] F.S. Almeida, A.M. Awruch, Design optimization of composite laminated structures using genetic algorithms and finite element analysis, *Composite Structures* 88 (2009) 443–454
- [36] David Keller, Optimization of ply angles in laminated composite structures by a hybrid, asynchronous, parallel evolutionary algorithm, *Composite Structures* 92 (2010) 2781–2790
- [37] B.G. Falzon, A. Faggiani, The use of a genetic algorithm to improve the post-buckling strength of stiffened composite panels susceptible to secondary instabilities, *Composite Structures* 94 (2012) 883–895
- [38] L. Marín, D. Trias, P. Badalló, G. Rus, J.A. Mayugo, Optimization of composite stiffened panels under mechanical and hygrothermal loads using neural networks and genetic algorithms, *Composite Structures* 94 (2012) 3321–3326
- [39] Gyeong-Chan Lee, Jin-Hwe Kweon, Jin-Ho Choi, Optimization of composite sandwich cylinders for under water vehicle application, *Composite Structures* 96 (2013) 691–697
- [40] Dong Seop Lee, Carlos Morillo, Sergio Oller, Gabriel Bugada, Eugenio Oñate, Robust design optimization of advance hybrid (fiber–metal) composite structures, *Composite Structures* 99 (2013) 181–192
- [41] I.B.C.M. Rocha, E. Parente Jr., A.M.C. Melo, A hybrid shared/distributed memory parallel genetic algorithm for optimization of laminate composites, *Composite Structures* 107 (2014) 288–297
- [42] Tuan Le-Manh, Jaehong Lee, Stacking sequence optimization for maximum strengths of laminated composite plates using genetic algorithm and isogeometric analysis, *Composite Structures* 116 (2014) 357–363
- [43] Haichao An, Shenyan Chen, Hai Huang, Simultaneous optimization of stacking sequences and sizing with two-level approximations and a genetic algorithm, *Composite Structures* 123 (2015) 180–189
- [44] Xinwei Fu, Sergio Ricci, Chiara Bisagni, Minimum-weight design for three dimensional woven composite stiffened panels using neural networks and genetic algorithms, *Composite Structures* 134 (2015) 708–715
- [45] Matthias De Munck, Sven De Sutter, Svetlana Verbruggena, Tine Tysmans, Rajan Filomeno Coelho, Multi-objective weight and cost optimization of hybrid composite-concrete beams., *Composite Structures* 134 (2015) 369–377

- [46] O.E. Canyurt, C. Meran, Fatigue strength estimation of adhesively bonded tongue and groove joint of thick woven composite sandwich structures using genetic algorithm approach, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 33 (2012) 80–88
- [47] 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).
- [48] Kassapoglou, Modeling the Effect of Damage in Composite Structures: Simplified Approaches, March (2015)
- [49] Horton R. E., McCarty J. E., Damage tolerance of composites, Engineered material handbook, - Vol. I: composite, Ohio, USA: ASM International, (1993) p. 259-267
- [50] Émilie TROUSSET, Prévission des dommages d'impact basse vitesse et basse énergie dans les composites à matrice organique stratifiés, École doctorale n° 432 : Science des Métiers de l'Ingénieur (2012) ENAM-0008
- [51] Hautier M., Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique, Thèse de doctorat de l'université de Toulouse réalisée à l'Onera, (2010)
- [52] Christophe Bouvet, Dommages d'impact sur stratifié composite, AMAC. 17^{èmes} Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Juin (2011), Poitiers-Futuroscope, France pp.206. <hal-00597428>
- [53] 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, (1992) p. 2134-2169
- [54] Autar K. Kaw , *Mechanic Of Composite Materials*, (2006) by Taylor & Francis Group, LLC
- [55] Liu D., Malvern L.E., Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates, *Journal of Composite Materials*, (1987) Vol. 21, p. 594-609
- [56] Davies G.A.O., Olsson R., Impact on composite structures, *The Aeronautical Journal*, (2004) Vol. 108, p. 541-563
- [57] Abir AL-MAGHRIBI, Comportement des matériaux composite à fibres courtes: Application à l'impact basse vitesse, thèse de Doctorat, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE), Département de Mécanique des Matériaux et des Structures (2008)

- [58] Züleyha ASLAN, Behavior of laminated composite structures subjected to low velocity impact January, (2002) İZMİR
- [59] Serge Abrate, Impact on composite structures, (2005) Cambridge University Press
- [60] JONES, R.M., Mechanics of composite materials, Washington D.C., USA: Scripta Book Company, (1975), 355 p. ISBN 0070327904
- [61] J. Molimard, Mécanique des Matériaux composites,(2004) EMSE
- [62] Goldberg D. E., Algorithmes Génétiques : Exploration, optimisation et apprentissage automatique, (1989) Edition Wesley
- [63] Lassouaoui Nadia, Hamami Latifa, Nouali Nadia, Les algorithmes génétiques application à la segmentation des images RIST Vol.14 N°02 Année 2004
- [64] Papa Aldemba Faye. Couplage Algorithme Génétique - code éléments finis pour le dimensionnement de structures en matériaux composites. 29 mars 2004
- [65] LS-OPT User's Manual, A design optimization and probabilistic analysis tool for the engineering analyst. (2014) June Version 5.1
- [66] Sophie Voisin, Application des Algorithmes Génétiques à l'estimation de mouvement par modélisation markovienne, (2004) Mars - Juin
- [67] Ilyas Muhammad. Damage modeling of carbon epoxy laminated composites submitted to impact loading, Toulouse : Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 20 July (2010)
- [68] http://ftp.lstc.com/anonymous/outgoing/jday/composites/mat59_solids
- [69] P. Turner, T. Liu, X. Zeng. Dynamic Response of Orthogonal Three-Dimensional Woven Carbon Composite Beams Under Soft Impact. Journal of applied mechanics. September 22, 2015
- [70] Szuladzinski, Gregory, Formulas for mechanical and structural shock and impact, TA354.S98 2010
- [71] Mark, Dr., Bower, V., P. E., Composite materials, Copyright (1992-2000), The University of Alabama in Huntsville Huntsville, Alabama.