

Amélioration de la résistance d'impact d'un bord d'attaque  
d'un avion en alliage d'aluminium par des matériaux  
composites

par

Ahmed KHANFIR

MÉMOIRE PRÉSENTÉE À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE  
LA MAÎTRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE MÉCANIQUE  
M. Sc. A.

MONTREAL, LE 19 AOÛT 2020

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC



Ahmed Khanfir, 2020



Cette licence Creative Commons signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

**PRÉSENTATION DU JURY**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Anh Dung NGÔ, directeur de mémoire  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Simon JONCAS, président du jury  
Département de génie système à l'École de technologie supérieure

M. Hakim BOUZID, membre du jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 17 AOÛT 2020

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE



## REMERCIEMENTS

Les travaux présentés dans ce projet ont été effectués au sein de l'école de technologie supérieure (ETS).

C'est pour moi, un grand plaisir autant qu'une obligation d'exprimer nos profondes gratitudees à tous ceux qui nous ont fournis, une aide morale et matérielle afin d'achever ce travail.

Je remercie vivement monsieur « Anh Dung NGÔ » mon encadrant de l'ETS qui a suivi de près ce travail.

Son encadrement sérieux, son encouragement, sa disponibilité, ses conseils avisés et ses grandes expériences m'ont été très bénéfiques pour mener à bien ce travail.

Je tiens encore à remercier profondément l'administration de l'ETS pour la formation et les services rendus pendant deux ans.

Je tiens à remercier les membres de jury de bien vouloir accepter d'assister à ma soutenance afin d'évaluer mon travail.

Mes derniers remerciements reviennent à ma famille pour m'avoir toujours encouragé. Je remercie profondément ma fiancée d'avoir cru en moi et d'avoir été ma source de motivation durant ces deux longues années. Enfin, je ne remerciais jamais assez mes parents de leurs sacrifices pour ma réussite académique. Merci de m'avoir toujours poussé à étudier dans cet incroyable ascenseur social qu'est l'école.

Longue vie à vous.



# **Amélioration de la résistance d'impact d'un bord d'attaque d'un avion en alliage d'aluminium par des matériaux composites**

Ahmed KHANFIR

## **RÉSUMÉ**

La résistance à l'impact est aux premiers rangs des défis en aéronautique. L'apparition des matériaux composites offre de nouvelles pistes de réflexion pour bonifier la résistance des structures à l'impact.

L'objectif principal de cette recherche est d'étudier le comportement mécanique du bord d'attaque d'une aile d'avion en alliage d'aluminium 2024T351 en vue de l'améliorer. Plus précisément, il s'agit de s'appuyer sur les variations de l'énergie interne, de l'énergie cinétique et de vitesse du projectile suite à l'impact pour proposer une solution de revêtement plus résistante.

Pour ce faire, deux études de cas sont réalisées. La première propose de comparer la performance à l'impact de l'aluminium avec des matériaux composites unidirectionnels, précisément le carbone-époxy, le verre-époxy et le kevlar-époxy. Dans cette étude, le matériau de référence du bord d'attaque, soit l'aluminium, est remplacé successivement par ces trois matériaux. Une analyse détaillée de la performance à l'impact balistique est réalisée sur chacun des trois, et ce à 4 différentes séquences d'empilages. Il s'avère que le carbone-époxy dispose d'une capacité d'absorption d'énergie interne relativement supérieure aux autres matériaux. Ce dernier témoigne également d'une meilleure performance du point de vue de l'énergie interne du bord d'attaque et la vitesse perdue par le projectile. Toutefois, la performance de cette solution demeure inférieure à l'alliage en aluminium.

Finalement, à la lumière de ces résultats, une deuxième étude de cas est proposée. Celle-ci consiste à changer la géométrie du bord d'attaque en matériau composite tout en conservant le même poids que l'aluminium. Malgré cette modification, l'aluminium 2024T351 demeure plus performant à l'impact que les trois matériaux composites étudiés.

## VIII

Le logiciel ABAQUS est utilisé pour des fins de simulation et de calculs. La modélisation du comportement des matériaux composites unidirectionnels est réalisée grâce à un sous-programme de matériau défini par l'utilisateur (VUMAT). Le critère Hashin est adopté pour la défaillance des fibres. Pour ce qui a trait aux modes de défaillance de la matrice, ceux-ci respectent le critère de Puck.

**Mots-clés :** Matériaux composites, impact balistique, projectile, analyses par éléments finis, rupture matériau.



# **Improvement of the impact resistance of an aluminium alloy leading edge of an aircraft by composite materials**

Ahmed KHANFIR

## **ABSTRACT**

Impact resistance is at the forefront of the challenges in aeronautics. The appearance of composite materials offers new avenues for reflection to improve the resistance of structures to impact.

The main objective of this research is to study the mechanical behaviour of the leading edge of a 2024T351 aluminium alloy aircraft wing with a view to improving it. More specifically, the aim is to use criteria such as variations in the internal energy, kinetic energy and velocity of the projectile following impact to propose a more resistant coating solution.

To do this, three case studies are carried out. The first proposes to compare the impact performance of aluminium with unidirectional composite materials, namely carbon-epoxy, glass-epoxy and kevlar-epoxy. In this study, the leading edge reference material, aluminum, is replaced successively by these three materials. A detailed analysis of the ballistic impact performance is conducted on each of the three at four different stacking sequences. It turns out that carbon-epoxy has a relatively higher internal energy absorption capacity than the other materials. It also shows a better performance in terms of the internal energy of the leading edge and the velocity lost by the projectile. However, the performance of this solution remains inferior to that of the aluminium alloy.

In light of these results, a second case study is proposed. It consists of changing the geometry of the composite leading edge while maintaining the same weight as aluminum. Despite this modification, the 2024T351 aluminum remains better performing at impact than the three composite materials studied.

The ABAQUS software is used for simulation and calculation purposes. The behaviour of unidirectional composite materials is modelled using a user-defined material subprogram (VUMAT). The Hashin criterion is adopted for fiber failure. The matrix failure modes meet the Puck criterion.

**Keywords:** Composite materials, ballistic impact, projectile, finite element analysis, material failure.

## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE .....	5
1.1 Introduction.....	5
1.2 Classification de l'impact .....	6
1.3 Instrumentation en impact à haute vitesse .....	8
1.4 Études expérimentales et numériques d'impact sur matériaux métalliques .....	10
1.4.1 Effet de la forme du projectile sur les performances à l'impact .....	10
1.4.2 Effet de choix du matériau et de la géométrie des modèles sur les performances à l'impact .....	11
1.4.2.1 Effet de choix des matériaux sur les performances à l'impact.....	12
1.4.2.2 Effet de la géométrie des modèles.....	12
1.4.2.3 Effet de l'association entre la géométrie des modèles et le choix des matériaux .....	13
1.4.3 Modèles numériques développés pour matériaux métalliques.....	14
1.4.3.1 Loi d'écoulement.....	14
1.4.3.2 Modèle de rupture .....	18
1.4.4 Conclusion.....	21
1.5 Études expérimentales et numériques d'impact sur matériaux composites.....	22
1.5.1 Limite balistique et vitesse résiduelle du projectile .....	23
1.5.2 Modes de défaillance.....	26
1.5.3 Prévision de la limite balistique .....	27
1.5.4 Modèles numériques développés pour les matériaux composites.....	33
1.5.4.1 Modélisation de l'endommagement .....	33
1.5.4.2 Modélisation du délaminage .....	35
1.6 Conclusion .....	37
CHAPITRE 2 METHODOLOGIE D'IMPACT BALISTIQUE.....	39
2.1 Introduction.....	39
2.2 Le logiciel ABAQUS.....	39
2.2.1 Impact Obus-Tôle.....	40
2.2.1.1 Modélisation géométrique de la tôle .....	41
2.2.1.2 Définition des propriétés du matériau .....	41
2.2.1.3 Définition des interactions .....	42
2.2.1.4 Définition des étapes de calcul et choix des sorties .....	42
2.2.1.5 Les conditions aux limites.....	43
2.2.1.6 Assemblage .....	43
2.2.1.7 Maillage de l'obus et la tôle.....	44
2.2.1.8 Lancement de la simulation.....	44
2.2.2 Impact Plaque/Bille.....	45

2.3	Simulation d'impact balistique oiseau-bord d'attaque en alliage d'aluminium 2024T351 .....	50
2.4	Conclusion .....	55
CHAPITRE 3 REMPLACEMENT DE L'ALLIAGE D'ALUMINIUM PAR MATÉRIAUX COMPOSITES.....57		
3.1	Introduction.....	57
3.2	Remplacement de l'aluminium 2024 du bord d'attaque par des matériaux composites unidirectionnels.....	57
3.2.1	Analyse de l'impact balistique du carbone-époxy .....	61
3.2.2	Analyse de l'impact balistique de l'E-glass-époxy.....	65
3.2.3	Analyse de l'impact balistique du kevlar-époxy.....	69
3.3	Interprétation des résultats.....	73
3.3.1	Absorption de l'énergie cinétique .....	73
3.3.2	Augmentation de l'énergie interne.....	75
3.3.3	Vitesse perdue du projectile .....	77
3.4	Modification de la géométrie du bord d'attaque en matériaux composites unidirectionnels suite à une estimation du poids. ....	79
3.4.1	Analyse d'impact balistique suite à une modification d'épaisseur .....	81
3.4.2	Analyse d'impact balistique suite à une modification de la longueur .....	83
3.5	Conclusion .....	85
CONCLUSION.....		87
RECOMMANDATIONS .....		89
ANNEXE I VUMAT .....		91
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		97

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 2-1 Propriété mécanique du projectile et la plaque ((ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003) .....	45
Tableau 2-2 Les étapes de la simulation .....	47
Tableau 2-3 Diagramme de déplacement du carbone/époxy pour les couches 1 à 8 .....	48
Tableau 2-4 Comparaison en termes de vitesse entre les deux travaux.....	49
Tableau 2-5 Comparaison en termes d'énergie entre les deux travaux.....	49
Tableau 2-6 Comportements mécaniques d'alliage d'aluminium 2024T351 (ASM, 2001). .....	50
Tableau 2-7 Les étapes de la simulation .....	53
Tableau 3-1 Les solutions d'amélioration du comportement structural.....	58
Tableau 3-2 Diagramme de déplacement du carbone-époxy pour les couches 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s .....	64
Tableau 3-3 Diagramme de la répartition des contraintes du carbone-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s.....	65
Tableau 3-4 Propriété mécanique de l'E-glass-époxy (ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003).....	66
Tableau 3-5 Diagramme de déplacement de l'E-Glass-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s.....	68
Tableau 3-6 Diagramme de la répartition des contraintes de l'E-Glass-époxy pour les couches 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s.....	69
Tableau 3-7 Propriété mécanique du kevlar-époxy (ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003).....	70
Tableau 3-8 Diagramme de déplacement du kevlar-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s.....	72
Tableau 3-9 Diagramme de la répartition des contraintes du kevlar-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]s.....	72

Tableau 3-10 Absorption d'énergie cinétique pour chaque expérience .....	74
Tableau 3-11 Énergie interne pour chaque expérience.....	76
Tableau 3-12 Influence de chaque solution sur la vitesse du modèle d'oiseau .....	78
Tableau 3-13 Masse du bord d'attaque pour chaque matériau.....	80
Tableau 3-14 Modification au niveau d'épaisseur du bord d'attaque.....	81
Tableau 3-15 Résultats des expériences .....	82
Tableau 3-16 Modification au niveau de la longueur du bord d'attaque .....	84
Tableau 3-17 Résultats des expériences .....	84

## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1-1 Structure endommagée face à un impact à basse vitesse (Fatt & Sirivolu, 2010).....	6
Figure 1-2 Structure endommagée face à un impact balistique (Fatt & Sirivolu, 2010) .....	7
Figure 1-3 Vitesses résiduelles pour chaque assemblage possible : Impact avec projectile pointu et plat (X Teng et al., 2008) .....	14
Figure 1-4 Évolution de la contrainte d'écoulement en fonction de la température et la vitesse de déformation (Clausen et al., 2004) .....	16
Figure 1-5 Essais de traction sur aluminium 5083-H116 dans différentes directions par rapport au laminage (Clausen et al., 2004) .....	17
Figure 1-6 Endommagement d'une plaque acier à 245 m/s .....	18
Figure 1-7 Critère en cisaillement maximal ( $V_i = 244$ m/s, contrainte limite 525 MPa) .....	19
Figure 1-8 Déformation constante ( $V_i = 285.4$ m/s, rupture pour une déformation de 0.66).....	19
Figure 1-9 Modèle de Johnson Cook avec vitesse initiale $V_i = 285.4$ m/s (X Teng & Wierzbicki, 2006).....	20
Figure 1-10 Énergie cinétique résiduelle par rapport à l'énergie cinétique initiale du projectile (L. Lin & Bhatnagar, 1991) .....	24
Figure 1-11 Charge en fonction du déplacement de la pièce dans les essais statiques (Guoqi et al., 1992b). .....	26
Figure 1-12 Mode de défaillance : Cisaillement (Cantwell & Morton, 1989c).....	28
Figure 1-13 Mode de défaillance : Délaminage (Cantwell & Morton, 1989c).....	29
Figure 1-14 Charge en fonction du déplacement de la pièce cylindrique plate (Lee & Sun, 1991).....	31
Figure 1-15 Comparaison du délaminage entre RX et la simulation numérique (Zhang & Zhang, 2015b). .....	37
Figure 2-1 Les huit modules d'ABAQUS .....	40

Figure 2-2 Modélisation de la Tôle.....	41
Figure 2-3 Création du matériau sous ABAQUS .....	41
Figure 2-4 Création des interactions .....	42
Figure 2-5 Création des sorties .....	42
Figure 2-6 Création des conditions aux limites .....	43
Figure 2-7 Position d'obus et de la tôle.....	43
Figure 2-8 Maillage d'obus et de la tôle.....	44
Figure 2-9 Résultat du travail .....	44
Figure 2-10 Positionnement des deux modèles (la bille et la plaque stratifiée) .....	46
Figure 2-11 Résultat de la simulation .....	47
Figure 2-12 Positions du modèle d'oiseau et le bord d'attaque .....	51
Figure 2-13 Création des conditions aux limites du bord d'attaque .....	52
Figure 2-14 Géométrie du modèle d'oiseau (Katukam, 2014).....	52
Figure 2-15 Maillage et positionnement des deux modèles.....	53
Figure 2-16 Diagramme de la répartition des contraintes et de déplacement d'alliage d'aluminium 2024T351. ....	54
Figure 2-17 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351.....	54
Figure 2-18 Variation de l'énergie interne du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351.....	55
Figure 2-19 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351.....	55
Figure 3-1 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy .....	62
Figure 3-2 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy .....	63
Figure 3-3 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy .....	63



Figure 3-4 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.....	66
Figure 3-5 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.....	67
Figure 3-6 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.....	68
Figure 3-7 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy.....	70
Figure 3-8 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy.....	71
Figure 3-9 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy.....	71
Figure 3-10 Diagramme représentatif de la valeur d'absorption d'énergie cinétique pour chaque expérience.....	75
Figure 3-11 Diagramme représentatif de la valeur d'augmentation d'énergie interne par chaque expérience.....	76
Figure 3-12 Diagramme représentatif de la valeur de la vitesse du projectile perdue par chaque expérience.....	78
Figure 3-13 Différence en masse entre les quatre matériaux.....	81
Figure 3-14 Contraste des expériences en termes de la vitesse perdue du projectile suite à une modification d'épaisseur.....	83
Figure 3-15 Contraste des expériences en termes de la vitesse perdue du projectile suite à une modification de longueur.....	85



## **LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES**

EN	Norme européenne
NIJ	Norme standard américaine
VCCT	Virtual crack closure technique
Vumat	Sous- programme utilisateur



## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

$\varepsilon$	Déformation
$\sigma$	Contrainte
m/s	Mètre par seconde
g	Gramme
MPa	Méga Pascal
$\bar{\sigma}$	Contrainte d'écoulement
$\dot{p}$	La vitesse de déformation plastique
$\dot{p}_0$	La vitesse de référence
$T_0$	La température ambiante
$T_m$	La température de fusion
V	La vitesse
$V_i$	La vitesse initiale
E	Énergie
E1	Module de Young
$\nu$	Coefficient de poisson
F	La variable d'endommagement
P	Poids
M	Masse
$U_p$	Énergie de perçage
L	Longueur
h	Hauteur
R	Rayon extérieur
r	Rayon intérieur



## INTRODUCTION

Voilà maintenant plusieurs années que la part des matériaux composites dans l'industrie mondiale n'a eu de cesse d'augmenter. Point de mire à croissance exponentielle, ces types de matériaux sont particulièrement soutenus par la prolifération de leurs applications allant de l'aéronautique jusqu'aux transports ferroviaires, navals, automobiles et même spatiaux.

L'effervescence, à la fois scientifique et pratique autour des composites, relève des atouts dont ils témoignent face aux matériaux traditionnels en alliages métalliques. Au cœur de ces atouts vraisemblables pétillent, entre autres, légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite et liberté de formes. Concrètement, les composites ont gagné en réputation pour leur capacité à augmenter la durée de vie de certains équipements, notamment grâce à leurs propriétés à la fois mécaniques et chimiques. Ces derniers sont d'autant plus susceptibles de contribuer au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Cependant, la caractéristique première des composites s'apparente à leurs capacités à enrichir les possibilités de conception en permettant d'alléger des structures et de réaliser des formes complexes. En outre, ces matériaux introduisent un nouveau paradigme analytique qui revêt d'efficacité et de diversité applicative.

Le développement des composites couplés à la facilité du procédé de fabrication a permis de situer ces matériaux comme une alternative aux alliages métalliques. Dans le domaine aéronautique spécifiquement, les matériaux composites firent l'objet d'une grande concentration de travaux à la fois analytiques et expérimentaux. En pratique, ces derniers devinrent de plus en plus présents dans les structures des avions civils où elles constituent certaines parties de l'aéronef, y compris des pièces structurelles. Cela étant dit, l'effet des impacts de corps étrangers demeure, à ce jour, source constante de problèmes, constituant ainsi l'un des axes principaux de recherches dans le secteur. De tels impacts, étant relativement vraisemblables durant la durée de vie de la structure, sont au cœur des préoccupations des chercheurs. D'un côté, ces derniers peuvent entraîner des dommages internes souvent difficiles à détecter. D'un autre côté, ces impacts peuvent causer de graves réductions à la résistance et

la stabilité de la structure. D'ailleurs, de nombreux diagnostics posés au cours du dimensionnement de certaines structures civiles, militaires ou spatiales sont liés au comportement des matériaux dans le domaine de dynamique rapide. Lors du fonctionnement nominal ou accidentel de ces objets, les matériaux constitutifs se trouvent souvent sollicités par des chocs initiaux d'intensité élevée. Le chargement mécanique complexe qui en résulte soumet le matériau à une succession de sollicitations extrêmes en termes de pressions, de grandes déformations et de hautes températures. Le domaine des essais dynamiques couvre un très large éventail de situations et intéresse les ingénieurs de différentes disciplines. Par exemple, les ingénieurs de production cherchent à comprendre les problèmes d'impact sur la structure dans le domaine des transports, les situations d'impact de micrométéorites sur structures spatiales ou satellites, dans le but d'améliorer la performance et la sécurité de leurs produits. Les scientifiques qui travaillent sur les thématiques militaires ont également besoin de comprendre le comportement des matériaux pour des situations similaires afin de concevoir des structures qui sont plus efficaces pour résister à l'impact d'un projectile ou afin de concevoir des missiles balistiques performants.

Ce travail de mémoire s'inscrit donc dans cette même lignée, et propose d'étudier, en vue d'améliorer le comportement mécanique du bord d'attaque d'une aile d'avion en alliage d'aluminium 2024T351 face à un impact balistique. Concrètement, il est possible de voir de dégager la question de recherche suivante :

Comment est-il possible d'améliorer le comportement mécanique du bord d'attaque d'une aile d'avion en alliage d'aluminium 2024T351 face à un impact balistique ?

Afin d'apporter des éclairages à cette problématique, il s'avère nécessaire de subdiviser la recherche en deux parties. La première s'inscrit dans une logique descriptive et illustre le comportement mécanique de l'alliage d'aluminium 2024T351 face à l'impact balistique. La deuxième partie du travail s'inscrit dans une logique comparative, et propose d'illustrer les différences entre le comportement mécanique d'un stratifié composite unidirectionnel versus



celui de l'aluminium. La finalité vraisemblable de cette modélisation est la protection de l'aile contre les dégâts d'impacts.

D'un point de vue rédactionnel, le mémoire s'articule autour de trois grands chapitres. Le premier pose un diagnostic de la littérature sur les différentes catégories d'impact, ainsi que des comportements à l'impact des structures métalliques et des stratifiés composites. Ce chapitre s'attache à fournir un aperçu sur une série d'expériences et d'études d'impact numérique identifiées dans la littérature. La réconciliation entre les différents travaux permettra de mettre en évidence les enjeux actuels liés aux impacts balistiques. De plus, l'analyse du système évaluera les performances et les paramètres clés des différentes structures testées.

Suite à cela, un deuxième chapitre visant à mieux comprendre les dommages structuraux du bord d'attaque en alliage d'aluminium après un impact balistique est mobilisé. Celui-ci propose une méthode de travail systémique basée sur une méthode progressive et vise à résoudre diverses difficultés du problème.

Finalement, la troisième partie du travail s'attache à proposer une structure stratifiée composite susceptible de mieux résister aux chocs balistiques que l'aluminium 2024T351. Concrètement, deux solutions potentielles sont étudiées : le remplacement de l'aluminium du bord d'attaque par des matériaux composites unidirectionnels et la modification de la géométrie du bord d'attaque en composite pour conserver le même poids que l'aluminium.



## **CHAPITRE 1**

### **REVUE DE LA LITTÉRATURE**

#### **1.1 Introduction**

Le présent chapitre fait le point sur de multiples études d'impact expérimentales et numériques, recensées à partir de la littérature. La conciliation entre les différents travaux servira à établir un état de l'art relatif à la problématique de départ. De plus, l'analyse systémique permettra d'évaluer les performances des différentes structures mises au test, ainsi que les paramètres clés qui interviennent dans la résistance à l'impact.

Concrètement, ce chapitre entamé d'une première section qui présente les différentes catégories d'impact. Elle décrit également les moyens de mesures associés aux différentes catégories d'impacts, et dresse un portrait exhaustif pour chacun de ces outils. Une subséquente section pose ensuite un diagnostic des comportements à l'impact de différentes catégories de structures. Celle-ci se décline principalement en deux parties. La première traite exclusivement les matériaux métalliques, et illustre l'influence des paramètres d'essai et du choix de structures, c'est-à-dire l'alliage, l'épaisseur et la stratification, sur les comportements à l'impact. Cette première partie, qui se veut explicative, sert à faire le point entre les différents modèles numériques développés dans la littérature.

La seconde partie s'attache à décrire le comportement des structures en composite face à un impact balistique. Cette dernière fait intervenir plusieurs sujets différents, notamment la limite balistique, les effets de la géométrie des modèles comme l'épaisseur du stratifié et de la taille du projectile, l'examen du bilan énergétique, les modes de défaillance comme le cisaillement et la rupture des fibres de traction ainsi que les délaminations.

## 1.2 Classification de l'impact

Si l'on considère que la vitesse relative à un impact en est caractéristique, il est possible de relever trois catégories d'impact, notamment à très haute vitesse (aussi appelés impacts hyper véloces), à haute vitesse, et finalement les impacts à basse vitesse.

D'un côté, un impact à basse vitesse est caractérisé notamment par sa vitesse faible (qui est généralement de l'ordre de 10 m/s ou moins). Cette catégorie d'impact s'apparente d'une manière générale à des masses moyennes ou élevées qui varient entre 50 et 300 g où les structures sont endommagées en compression causée par le projectile et en flexion locale comme illustrée dans la figure 1-1 (David-West, Alexander, Nash, & Banks, 2008; Shin, Lee, & Cho, 2008).

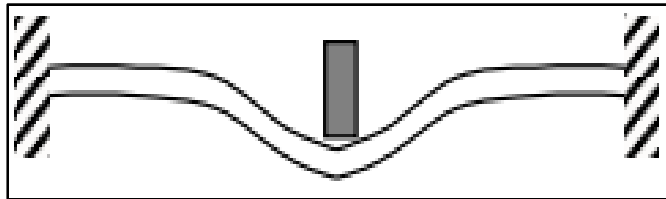


Figure 1-1 Structure endommagée face à un impact à basse vitesse (Fatt & Sirivolu, 2010)

D'un autre côté, les impacts à très haute vitesse (ou impacts hyper véloces) décèlent d'une vitesse pouvant atteindre plusieurs kilomètres à la seconde, et s'apparentent à des projectiles de très faibles masses (Lambert, Schäfer, & Geyer, 2001; Schonberg, Schäfer, & Putzar, 2010). Cette catégorie d'impact fit l'objet de plusieurs études dans le domaine aérospatial, notamment dans le cadre de la protection des lanceurs et des satellites contre des débris spatiaux.

Les impacts à haute vitesse et impacts balistiques se situent dans des domaines de vitesse proches. En ce sens, les impacts balistiques peuvent être considérés comme des sous-domaines de ceux à hautes vitesses. Ceux-ci s'inscrivent notamment dans le cadre d'études à caractère militaire, et font généralement l'objet de normes spécifiques. Parmi ces normes, il est possible de citer les standards américains NIJ, ou encore les normes européennes EN 1522.

Concrètement, les normes imposent spécifiquement la tenue de la structure après l'impact de plusieurs balles. Celles-ci comprennent également les différentes catégories de balles ainsi que leurs propriétés respectives telles que le diamètre et la forme du projectile, sa longueur, sa masse, etc.

Les endommagements observés pour ce type d'impact apparaissent lors de la propagation des premières ondes de compression dans l'épaisseur. Il est souvent difficile à détecter ces ondes qui peuvent causer de graves réductions de la résistance et de la stabilité de la structure, comme illustrée dans la figure 1-2.

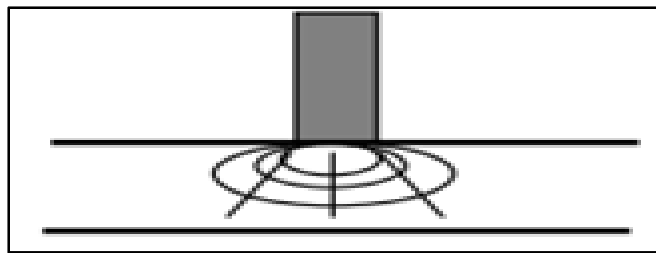


Figure 1-2 Structure endommagée face  
à un impact balistique  
(Fatt & Sirivolu, 2010)

Plusieurs travaux qui s'inscrivent dans le cadre de la même discipline semblent également en discordance. L'une des principales raisons expliquant cette divergence intra-disciplinaire est la caractérisation du type d'impact. Certains auteurs pensent que la perforation est le principal dommage observé après un impact balistique. En revanche, dans le cas des matériaux composites, un impact à faible vitesse entraine généralement une délamination et une fissuration de la matrice. Cette définition n'est pas strictement précise, car, par exemple, la structure peut être perforée sous impact à faible vitesse. Abrate (2005) a souligné une autre définition possible: lorsque la propagation des ondes dans la plage d'épaisseur n'affecte pas le comportement de la structure, la plage de faible vitesse est efficace. Plus précisément, lorsque le projectile entre en contact avec la cible, les ondes de compression, les ondes de cisaillement et les ondes de Rayleigh (ondes de surface) se propagent. Après deux tours d'épaisseur, la

structure commence à bouger. Les impacts qui introduisent des dommages après le déplacement de la structure sont considérés comme des impacts à basse vitesse.

Il est possible de constater que l'impact couvre différentes plages de vitesses et types de structure. Cette étude porte une attention particulière à l'impact balistique sur les structures minces d'une épaisseur ne dépassant pas 1 mm. Par conséquent, l'étude bibliographique suivante sera limitée à ce domaine de vitesse autant que possible.

### **1.3 Instrumentation en impact à haute vitesse**

L'instrumentation des essais dynamiques soulève plusieurs questions, en particulier pour ce qui a trait à la mesure de la vitesse et de l'effort. En effet, celle-ci est substantiellement plus difficile que l'instrumentation des impacts à basses vitesses, où un capteur d'efforts peut calculer la vitesse d'un poids tombant d'une manière relativement aisée.

Pour ce qui est des impacts à haute vitesse, communément référencés par impacts balistiques, il est généralement difficile de mesurer l'évolution de la vitesse d'un projectile donné avec précision. Concrètement, la plupart des études traitant le phénomène se limitent aux données de vitesse initiale et résiduelle. La performance de la cible à l'impact, quant à elle, est évaluée à travers la vitesse limite balistique. Celle-ci désigne la vitesse statistique initiale, avec laquelle l'échantillon a 50% de probabilité d'être perforé. À travers cette mesure; il est possible de tenir compte de la discrétion des résultats du test, qui est due à la différence entre le test (dispersion de la vitesse cible, désalignement, etc.) et la cible (présence de défauts locaux).

Une deuxième source de complexité relève du fait que les efforts d'impacts sont rarement fournis dans les études dynamiques, bien que ces derniers soient susceptibles de renvoyer aux comportements des structures, ainsi qu'aux différents scénarios d'endommagement, tels que les apparitions de ruptures potentielles et autres. Il arrive toutefois que certaines études fournissent ces données. Toutefois, et lorsque c'est le cas, ces dernières sont obtenues, soit à partir de l'évaluation de la décélération du projectile, soit directement grâce avec un capteur

d'efforts. L'intégration directe du capteur au projectile est une des solutions d'instrumentation qui existe. Cette dernière demeure toutefois relativement limitée étant donné qu'elle néglige certaines variables telles que le filtrage des vibrations entraînées par le projectile, limitation de la vitesse d'impact ou encore l'ajout de masse important sur le projectile.

À propos de l'instrumentation avec les méthodes optiques, certains capteurs optiques ou chronographes donnent accès à des mesures d'états instantanés (Taylor Jr & Vinson, 1990). Ces derniers permettent de calculer la vitesse à travers sa distance par rapport à deux capteurs donnés. Cette méthode utilise généralement des LED comme faisceaux laser ou des fils fins. Toutefois, il faut retenir que les précisions temporelles et spatiales constituent les limites majeures de ces techniques.

En ce qui concerne les méthodes de mesure et de détections continues, il semblerait que celles-ci soient les plus performantes, et témoignent d'un degré de fiabilité satisfaisant. Toutefois, la mise en œuvre et en application de ces méthodes peut s'avérer délicate ou restrictive. R. Zee et Al (1991) ont développé un capteur de micro-vitesse permettant de calculer la vitesse d'un projectile pendant sa pénétration d'un matériau. La conception de ce capteur repose sur le fait de placer un aimant de petite taille sur un projectile, dont le diamètre est de l'ordre de 6,3 mm, avec une longueur de 50 mm. Lorsque l'aimant traverse le projectile, il déclenche une série de petites bobines. Des informations détaillées sur la décélération ou la perte d'énergie du projectile lors de l'impact balistique sont essentielles pour comprendre le processus de destruction. Dans tous les cas considérés, la vitesse chute rapidement en raison de la rupture du matériau. Puis lorsque le projectile décélère du fait du frottement, la vitesse observée est beaucoup plus lente.

Ainsi, et tels qu'illustré dans le cadre de la présente section, la conciliation et la comparaison entre les résultats d'impacts est une tâche complexe, en raison de la variabilité des conditions expérimentales choisies par les chercheurs (parmi lesquels il est possible de citer, à titre d'exemple, les paramètres du projectile (tels que la masse, la vitesse et la forme), les structures des échantillons utilisés (stratifiés, structure monolithique, sandwich, ou autres...), ou encore

les conditions limites et les matériaux. Toutefois, certains patterns de comportements peuvent être dégagés de la littérature.

Dans le souci de munir la présente revue bibliographique d'une quête de consensus vulnérable aux critiques, il convient de limiter la recherche à l'étude des structures en lien avec la problématique de départ. Cela implique concrètement une analyse approfondie des matériaux métalliques et de ceux en composites. Ces deux dernières, étant nécessaires pour répondre aux objectifs de la recherche, sont abordées dans le cadre des sections prochaines.

#### **1.4 Études expérimentales et numériques d'impact sur matériaux métalliques**

Les matériaux métalliques sont parmi les plus utilisés pour de la protection face aux impacts. La dominance de cet aspect dans la littérature permet de relever les comportements et les mécanismes d'endommagements, ce qui rend facile l'alimentation des modèles numériques. Concrètement, plusieurs catégories de paramètres peuvent affecter les performances à l'impact telles que la vitesse du projectile, la géométrie des modèles et le choix des matériaux.

##### **1.4.1 Effet de la forme du projectile sur les performances à l'impact**

La forme du projectile affecte significativement l'initiation et le faciès de rupture, ce qui se reflète concrètement sur les performances à l'impact et l'énergie absorbée. Plusieurs études numériques et expérimentales comparent les résultats obtenus avec différentes topologies de projectiles, notamment plats, pointus, hémisphériques, coniques arrondies, etc. Il convient également de mentionner que le choix des paramètres de forme et de diamètre affecte sensiblement les résultats des études.

En ce qui concerne la forme du projectile, la littérature rapporte des tendances relativement similaires lors des études des impacts sur plaques métalliques. Toutefois, certaines divergences sont observées : d'un côté, les projectiles plats provoquent la formation de bandes de cisaillement sous le projectile, ce qui initie concrètement la rupture. Ces derniers sont considérés comme étant les plus critiques (T Børvik & Al, 2002a, 2002b; Iqbal & Gupta, 2008).



D'un autre côté, les projectiles coniques arrondis peuvent être considérés légèrement moins critiques, étant donné qu'ils engendrent la formation d'une zone d'étirement puis une ouverture sous forme de pétales. Finalement, les projectiles hémisphériques engendrent une déformation des plaques, puis un amincissement en dessous du projectile. Il en résulte la formation et le détachement d'une partie circulaire, accompagnée de la formation de pétales. Les projectiles hémisphériques, de ce fait, sont considérés comme étant les plus favorables.

Gupta, Iqbal, et Sekhon (2007) ont montré que les mécanismes de rupture sont liés à l'absorption de grandes quantités d'énergie. Dans la même veine, l'étude menée par Corbett, Reid, et Johnson (1996) montre que l'énergie maximale absorbée par l'échantillon est obtenue lorsque le rayon du projectile est suffisamment grand pour modifier le mécanisme de la rupture par cisaillement à une rupture par traction.

L'épaisseur des plaques a également une influence significative sur la résistance face à des projectiles de forme spécifique (Iqbal & Gupta, 2008). En ce sens, les plaques épaisses (2 à 3 mm) offrent une meilleure résistance à l'impact avec un projectile arrondi, tandis que des plaques fines ( $< 1.5$  mm) résistent mieux avec un projectile plat (Iqbal & Gupta, 2008).

Finalement, une tendance globale peut être dégagée à partir des travaux réalisés par Prosser, Cohen, et Segars (2000) et Lim, Tan, et Cheong (2002), qui concluent lorsque l'épaisseur cible augmente, l'effet de forme du projectile devient de moins en moins évident.

#### **1.4.2 Effet de choix du matériau et de la géométrie des modèles sur les performances à l'impact**

L'étude des performances de structures métalliques face à l'impact a fait l'objet de plusieurs travaux dans la littérature, visant notamment à développer des modèles et analytiques, et numériques. Ces modèles sont bonifiés par un ensemble de simulations numériques récentes, qui viennent vraisemblablement compléter les résultats

#### **1.4.2.1 Effet de choix des matériaux sur les performances à l'impact**

En vue du balayage de la littérature, il est possible d'observer l'influence des propriétés mécaniques des matériaux sur les performances à l'impact.

Les essais de Tore Børvik, Clausen, Hopperstad, et Langseth (2004) et X Teng, Wierzbicki, et Huang (2008) montrent que l'utilisation de matériaux ductiles peut être favorable et avantageuses, en termes de résistance à l'impact. Il est possible d'expliquer ces résultats, entre autres, par le fait que les matériaux résistants sont généralement plus fragiles, ce qui engendre des casses prématurées. Par exemple, certains essais d'impact effectués sur des plaques en aluminium du type AA5083-H116 et de type AA7075-T651 de 20 mm d'épaisseur montrent différents résultats. En effet, malgré le fait que le second matériau soit plus résistant, et ait une limite élastique qui est égale au double du premier, sa limite balistique est toutefois 20% moindre. On peut concrètement en conclure que le comportement ductile de certains aluminiums joue vraisemblablement un rôle important, et qu'il peut également améliorer les performances à l'impact.

#### **1.4.2.2 Effet de la géométrie des modèles**

Les bénéfices de la stratification par rapport aux solutions monolithiques a fait l'objet d'un grand débat scientifique, dont par exemple les travaux de Corbett et al. (1996), Ben-Dor, Dubinsky, et Elperin (1999), Park, Yoo, et Chung (2005), Xiaoqing Teng, Dey, Børvik, et Wierzbicki (2007), Dey, Børvik, Teng, Wierzbicki, et Hopperstad (2007), X Teng et al. (2008) et Iqbal, Chakrabarti, Beniwal, et Gupta (2010). Toutefois, un consensus généralisé semble porter sur le fait que les avantages de la structure stratifiée ne sont pas clairement démontrés. Cela est expliqué par la multiplicité des paramètres d'essai, dont l'impact sur les résultats est significatif. À défaut d'être exhaustifs, les paramètres de masse, de forme, la vitesse projectile, ainsi que l'épaisseur et les caractéristiques du matériau testé sont énumérés. Il est toutefois possible de voir se dégager certaines lignes directrices dans ce contexte :

Tout d'abord, il est possible d'observer que l'intérêt pour le délaminage dépend de l'épaisseur des cibles sur les plaques d'aluminium et d'acier. Les plaques d'acier homogènes donnent de

meilleurs résultats à des épaisseurs plus faibles (moins de 3,5 mm) et ne sont pas aussi bonnes que les solutions stratifiées à des épaisseurs plus grandes (plus de 6 mm) (Corran, Shadbolt, & Ruiz, 1983). Dans l'expérience de Iqbal et Gupta (2008), une tendance similaire de l'aluminium peut être observée: des résultats homogènes entre les stratifiés et les matériaux homogènes avec une épaisseur totale inférieure à 1,5 mm, avec une plage de délaminage favorable de 1,5 mm ou 2,84 mm, selon le projectile utilisé.

La forme du projectile joue également un rôle important. Généralement, le stratifié est supérieur ou égal à la structure globale utilisée pour entrer en collision avec le projectile plat. Par exemple, Xiaoqing Teng et al. (2007) ont montré qu'en passant d'une structure monolithique à une structure à deux couches (la vitesse balistique est passée de 7% à 25%), la résistance à la perforation de la structure peut être améliorée.

Corran et al. (1983) ont montré que si la structure multicouche modifie la réponse globale de la plaque d'acier, alors le mécanisme de flexion et de cisaillement est changé en une réponse basée sur la traction et le comportement de la membrane. Les performances de la plaque d'acier laminé sont meilleures que celles de la plaque d'acier homogène.

#### **1.4.2.3 Effet de l'association entre la géométrie des modèles et le choix des matériaux**

La superposition de couches ayant des propriétés différentes peut optimiser les structures de blindage. Cette proposition semble courante dans la littérature. Plus précisément, il semblerait que la meilleure combinaison proposée pour des impacts balistiques associe une couche ductile à l'arrière et une autre de grande dureté à l'avant. Lors de l'impact avec la couche avant, le projectile peut potentiellement se fragmenter, ce qui a tendance à améliorer l'énergie absorbée et à diminuer l'indentation de la cible.

Les recherches de X Teng et al. (2008) ont évalué les propriétés d'impact de deux couches de 6 mm d'épaisseur, que ce soit en acier coulé ductile Weldox 460 E ou en acier très performant Domex Protect 500. Pour deux types de projectiles et deux vitesses d'impact (800 et 400 m / s), quatre configurations possibles ont été déterminées. Dans le cas d'un impact à une vitesse

de 400 m / s, les résultats sont résumés dans les figures 1-3: il convient de noter que dans le cas de projectiles plats ou coniques, des couches ductiles sont installées dans les parties avant et arrière. Comparé à l'énergie cinétique absorbée, un dos rigide est le plus efficace. Le pire des cas correspond à la configuration inverse.

Pour deux couches du même matériau, nous avons trouvé les résultats mentionnés par Tore Børvik et al. (2004), selon lesquels les matériaux ductiles donnent de meilleurs résultats que les matériaux à haute performance (qui sont généralement plus fragiles).

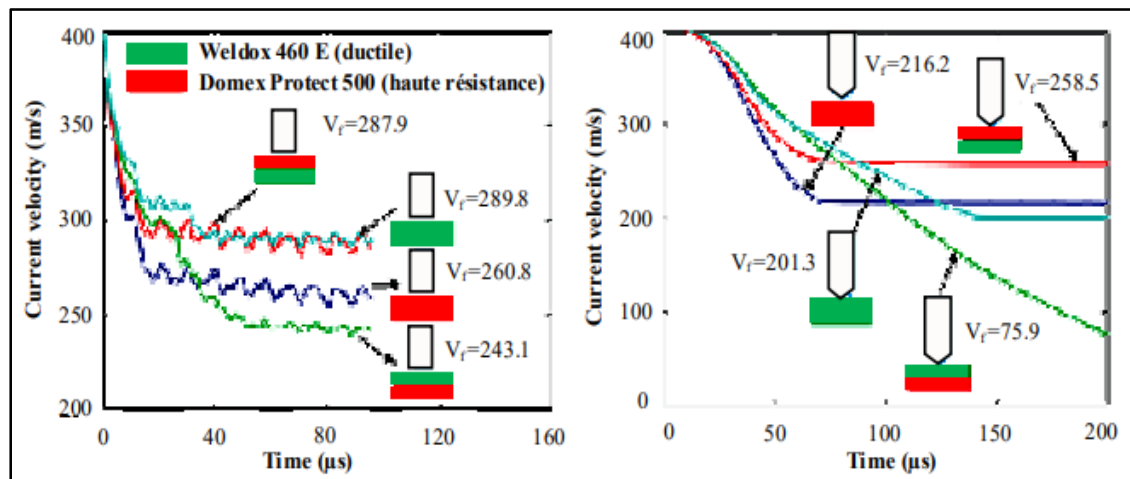


Figure 1-3 Vitesses résiduelles pour chaque assemblage possible : Impact avec projectile pointu et plat (X Teng et al., 2008)

### 1.4.3 Modèles numériques développés pour matériaux métalliques

Dans le cadre des prochaines sous-sections, un ensemble de modèles de rupture et de comportement couramment appliqués aux matériaux métalliques seront décrits en détail. De plus, la calibration de ces modèles et leurs adaptations à des impacts balistiques seront également discutées :

#### 1.4.3.1 Loi d'écoulement

Pour ce qui a trait aux matériaux métalliques ductiles, tels que l'acier et les aluminiums, il est généralement reporté que la contrainte d'écoulement peut évoluer selon plusieurs paramètres

dont, par exemple, la vitesse de déformation, la température et l'écroutissage quasi-statique. Le modèle de Johnson et Cook (1985) est l'un des modèles de comportements les plus couramment utilisés, étant donné sa simplicité de calibrage. En effet, plusieurs études, telles que celles effectuées par Gupta et al. (2007), Xiaoqing Teng et al. (2007) et Iqbal et Gupta (2008) intègrent Johnson et Cook (1985) dans leurs modèles d'impact sur plaques métalliques. Ce dernier s'exprime comme suit :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + C \ln(\dot{p}^*)) (1 - T^{*m}) \quad (1.1)$$

Où  $p$  est la déformation plastique,  $\dot{p}^* = \dot{p}/\dot{p}_0$  est le rapport de taille de la vitesse de déformation plastique, et  $\dot{p}_0$  est la vitesse de référence (fixée à  $1\text{s}^{-1}$  dans cette étude). Le terme sans dimension  $T^* = (T - T_0)/(T_m - T_0)$  introduit la température ambiante  $T_0$  et la température de fusion  $T_m$ . Les coefficients  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $n$  et  $m$  sont des paramètres de matériau qui peuvent être définis à partir de l'essai de traction.

La limite de l'expression Johnson-Cook réside au fait que le second terme tend vers l'infini négatif, à faibles vitesses de déformation. Face à cette limite, Johnson et Cook (1985) ont proposé une modification, qui a ensuite été reprise plusieurs auteurs tels que Clausen, Børvik, Hopperstad, et Benallal (2004), T Børvik et Al (2002a) et Dey et al. (2007). Cette modification est la suivante :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + \dot{p}^*)^C (1 - T^{*m}) \quad (1.2)$$

L'expérience menée Clausen et al. (2004) sur l'aluminium AA5083-H116, a permis de quantifier les effets de la vitesse de déformation et de la température sur la contrainte d'écoulement de l'alliage. Celle-ci est illustrée dans la figure 1-4.

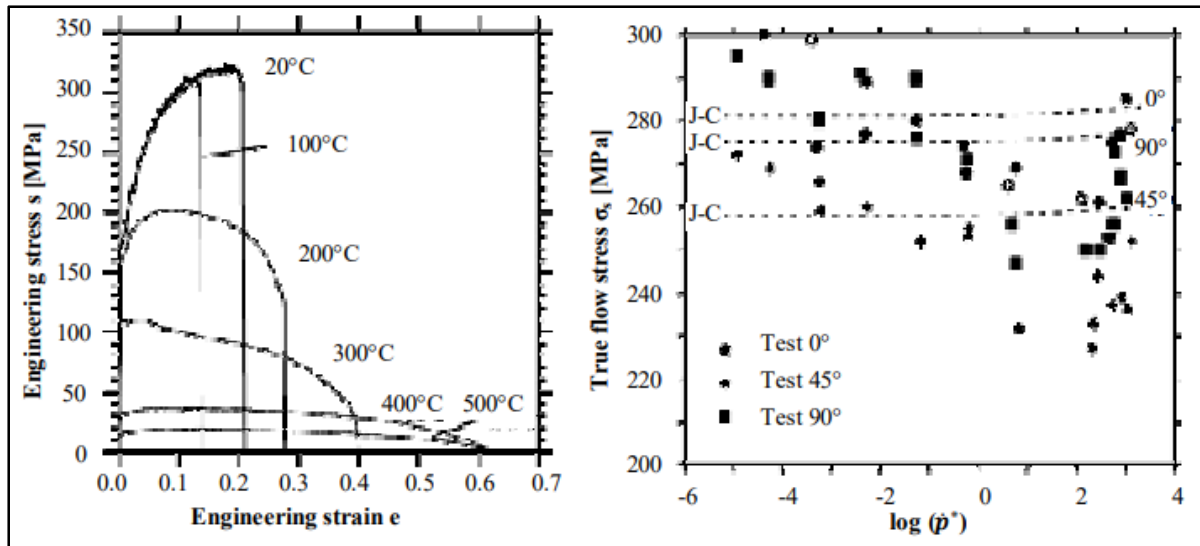


Figure 1-4 Évolution de la contrainte d'écoulement en fonction de la température et la vitesse de déformation (Clausen et al., 2004)

Tel qu'illustré dans la figure 1-4, la contrainte d'écoulement diminue significativement lorsque la température augmente, dont l'effet semble apparaître entre 100 et 200 °C. Notons également que l'augmentation de la vitesse de déformation (entre 0.0001 et 100 s<sup>-1</sup>) engendre une baisse au niveau de la contrainte d'écoulement, qui retrouve son comportement attendu au-delà de 100 s<sup>-1</sup>. Une augmentation des contraintes d'écoulement avec la vitesse de sollicitation est observée. Cette tendance est caractéristique de la série 5XXX de l'aluminium, et peut s'expliquer par la diffusion des atomes de magnésium à température ambiante, qui est un mécanisme pour empêcher le mouvement de dislocation. Le paramètre  $C$  étant défini comme positif dans l'expression, la tendance ne peut pas être représentée correctement. Par conséquent, dans l'étude de Clausen et al. (2004), une valeur arbitraire positive proche de zéro ( $C = 0,001$ ) est sélectionnée par défaut.

Clausen et al. (2004) remarquent également une différence de comportement importante selon la direction de laminage sollicitée (qu'elle soit égale (0°), sa perpendiculaire, ou encore la direction à 45°). Les courbes de traction obtenues par les auteurs sont présentées à la figure 1-5 pour les 3 directions mentionnées. Il est possible de constater que l'écoulement évolue un peu selon l'angle considéré, contrairement aux déformations à rupture.

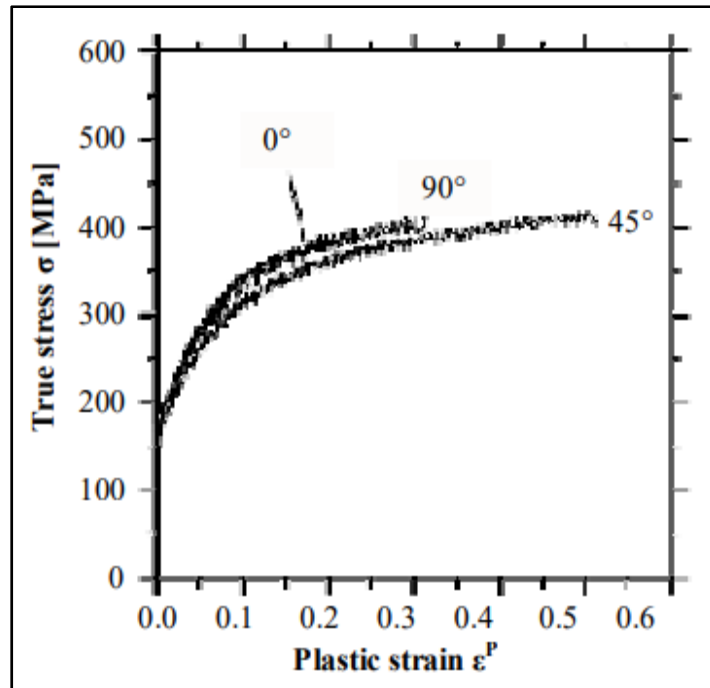


Figure 1-5 Essais de traction sur aluminium 5083-H116 dans différentes directions par rapport au laminage (Clausen et al., 2004)

Le modèle de Cowper-Symonds peut également être évoqué. Celui-ci permet de calculer la contrainte d'écoulement à partir de la vitesse de déformation et de l'écrouissage quasi-statique. Concrètement, le modèle s'écrit sous la formule qui suit :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + \frac{\dot{p}}{D})^{\frac{1}{q}} \quad (1.3)$$

Où A, B, n, D et q représentent des paramètres matériau. Le modèle demeure relativement similaire à celui de Johnson Cook. Toutefois, seuls l'écrouissage quasi-statique et la vitesse de déformation sont pris en considération avec Cowper-Symonds. Johnson Cook, d'un autre côté, est applicable en quasi-statique, et en dynamique.

### 1.4.3.2 Modèle de rupture

Une étude réalisée par X Teng et Wierzbicki (2006) met en évidence la comparaison entre plusieurs modèles numériques sur certains cas d'impacts, sur acier et aluminium. Les auteurs ont évalué la prédiction de la rupture de chaque modèle et la phase obtenue en comparant avec la perforation expérimentale, illustrée dans la figure 1-6.

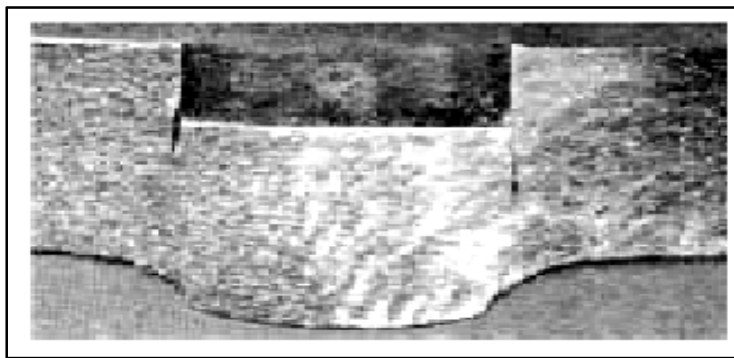


Figure 1-6 Endommagement d'une plaque acier à 245 m/s

Certains modèles de rupture, notamment les modèles les plus simples tels que ceux ayant un critère de cisaillement maximal ou une déformation de rupture fixe, ne peuvent pas reproduire les défaillances observées à une large gamme de vitesses d'impact (Figure 1-7). Ces derniers peuvent en l'occurrence être considérés incomplets. D'un côté, le modèle à déformation maximale peut ne pas donner des approximations correctes des vitesses résiduelles, en raison de l'érosion artificielle des éléments sous le projectile. Celui-ci manque, en outre, de précision au niveau de l'initiation de rupture. D'un autre côté, le critère de cisaillement maximal n'est pas toujours en mesure d'obtenir la formation de cône de rupture observée (Figure 1-8). Concrètement, celui-ci prédit souvent une rupture prématurée de la cible.



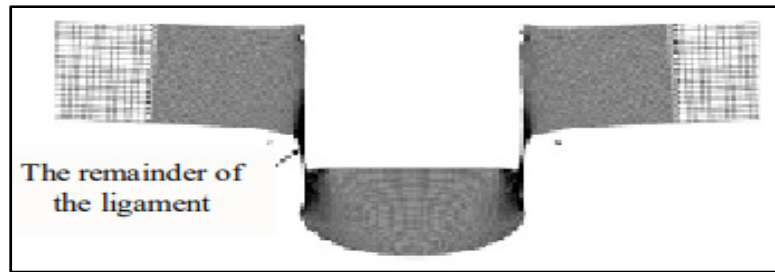


Figure 1-7 Critère en cisaillement maximal  
( $V_i = 244$  m/s, contrainte limite 525 MPa)

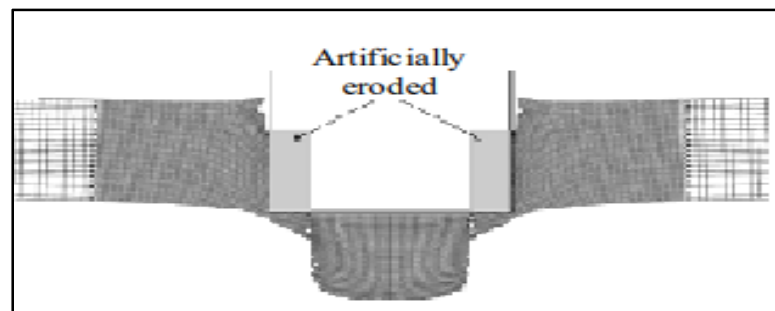


Figure 1-8 Déformation constante  
( $V_i = 285.4$  m/s, rupture pour une déformation de 0.66)

Certains modèles, comme les modèles de Wilkins, Streit, et Reaugh (1980) ou les modèles améliorés de Cockcroft et Latham (1968) sont également limités. Dans le premier cas, le modèle peut prédire l'éclatement des matériaux d'aluminium et d'acier, ce qui n'est pas observable dans l'expérience. Dans le deuxième modèle, un seul paramètre définit le matériau, ce qui limite naturellement sa plage effective. Par conséquent, de grandes erreurs de prédiction sont observées sur l'aluminium et l'acier.

Le modèle de rupture de Johnson Cook démontre la capacité de prédire la phase de défaillance observée et peut bien se rapprocher de la vitesse résiduelle (figure 1-9). Bien que ce phénomène ne soit pas un phénomène physique, la corrosion des éléments fortement sollicités lors de la compression est toujours observée. Par conséquent, dans les conditions de compression et de cisaillement, le modèle se limite à simuler la formation de fissures.

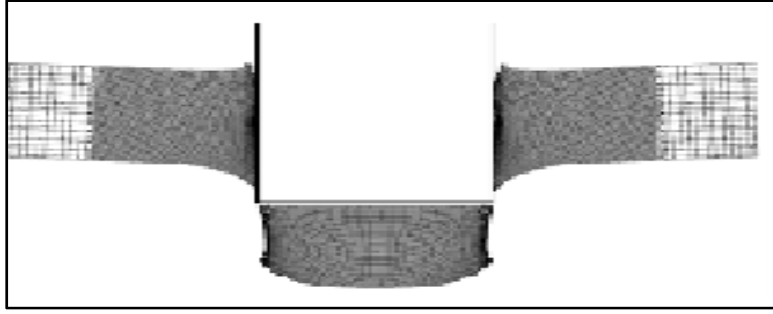


Figure 1-9 Modèle de Johnson Cook  
avec vitesse initiale  $V_i = 285.4 \text{ m/s}$   
(X Teng & Wierzbicki, 2006).

La formule du modèle Johnson Cook est la suivante. Il relie la déformation plastique équivalente à la rupture à des termes qui dépendent de la classification axiale, de la vitesse de déformation et de la température.

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*})(1 + D_4 \ln \dot{p}^*)(1 - D_5 T^*) \quad (1.4)$$

De la même manière que la loi de l'écoulement, une modification de la formule est proposée afin d'étendre sa validité au domaine quasi-statique:

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*}) (1 + \dot{p}^*)^{D_4} (1 - D_5 T^*) \quad (1.5)$$

Le rapport de tri axialité  $\sigma^*$  représente le rapport de la contrainte hydrostatique à la contrainte équivalente de Von Mises. Celui-ci peut être signalé de la manière qui suit :

$$\sigma^* = \frac{\sigma_H}{\sigma_{eq}} \quad (1.6)$$

De la même manière que la loi d'écoulement, les paramètres  $D_1$ ,  $D_2$ ,  $D_3$ ,  $D_4$  et  $D_5$  sont les paramètres de matériau à définir, qui dépendent de la direction de la contrainte par rapport au roulement.

La variable d'endommagement  $F$  est alors définie comme la quantité cumulée de déformation plastique par rapport à la déformation avec déformation de rupture obtenue par le modèle  $\varepsilon^f$  :

$$F = \int_0^t \frac{d\varepsilon^p}{\varepsilon^f} dt \quad (1.7)$$

#### 1.4.4 Conclusion

L'étude d'impacts sur des plaques métalliques à faible épaisseur est un sujet ayant fait l'objet de plusieurs travaux dans la littérature scientifique. L'abondance de travaux est remarquée à la fois au niveau des études numériques et celles de nature expérimentale. Il en ressort un consensus sur : l'importance de la forme du projectile qui semble avoir une influence caractéristique sur le mode de rupture de structure, le choix du matériau, ainsi que l'épaisseur des structures. Toutefois, il convient de noter que les résultats semblent diverger lorsqu'il s'agit des bénéfices de la stratification.

Il existe plusieurs types d'endommagements sur plaques métalliques. D'une part, ces derniers peuvent faire l'objet d'un endommagement en cisaillement à proximité de la zone d'impact. Cela s'applique notamment pour les structures rigides, où celles impactées à vitesses hautes. D'un autre côté, il se peut que l'impact soit un mix de cisaillement hors plan local avec un endommagement de type flexion globale et traction notamment pour les structures peu rigides. Habituellement, cela équivaut à observer une déformation plastique, à former des pétales à l'arrière de la structure et même à former une zone de retrait amincie sous le projectile. La majorité des impacts qui s'intègrent dans cette catégorie prennent pour référence le modèle de Johnson Cook, qui semble prédire correctement les faciès et l'initiation de la rupture. Concrètement, l'efficacité de ce modèle relève de son exhaustivité notamment grâce à sa capacité à prendre compte du type de chargement, ainsi que des effets de la vitesse et de la température sur la rupture.

### **1.5 Études expérimentales et numériques d'impact sur matériaux composites**

L'effervescence autour des matériaux composites a drastiquement augmenté au cours des dernières années. Ces derniers sont de plus en plus utilisés tant dans le secteur aéronautique que dans divers secteurs d'activités. Avec la prolifération des matériaux composites, l'étude des impacts sur de telles structures est devenue un sujet de culte dans la littérature. Les impacts étant très vraisemblables pendant la durée de vie d'une structure, ces derniers peuvent entraîner des dommages internes, susceptibles de réduire significativement la résistance et la stabilité de la structure. C'est dans cette optique préoccupante que plusieurs chercheurs ont pris pour vocation l'étude des matériaux composites dans l'optique de contribuer à l'amélioration de ces structures. Cela se reflète à travers le nombre important de travaux empiriques et numériques, et le volume littéraire considérable.

Il convient de noter que des progrès considérables ont été réalisés et de nombreux aspects du problème ont été étudiés. Pour ce qui a trait de la littérature spécifique à l'étude des impacts sur les structures en composites, il semblerait que celle-ci fasse intervenir une multitude de sujets différents, notamment la mécanique des contacts, la dynamique des structures, la résistance, la stabilité, la fatigue, la mécanique des dommages et la micromécanique. Toutefois, il semblerait que plusieurs travaux scientifiques soient en discordance, principalement causée par la multitude d'effets pouvant être observés lors d'un simple impact. En ce sens, ce qui apparaît comme une conclusion logique dans une situation donnée peut vraisemblablement être inversé dans une autre. Par ailleurs, le domaine des matériaux composites demeure fertile pour davantage d'explorations.

Lors de l'étude des impacts balistiques, il est capital de mesurer l'énergie absorbée lors du processus de pénétration. Cela revient à mesurer, dans un premier temps, les vitesses initiales et résiduelles du projectile. Toutefois, la vitesse de l'énergie résiduelle peut s'avérer complexe, surtout si des capteurs optiques sont utilisés. En effet, il est fort probable que l'impact biaise les résultats des capteurs, étant donné que des matériaux endommagés, des bouchons de

cisaillement et des petites particules peuvent se déplacer devant le projectile lorsqu'il sort de l'autre côté du stratifié.

### 1.5.1 Limite balistique et vitesse résiduelle du projectile

Pour une combinaison cible-projectile donnée, la limite balistique exacte représente la vitesse initiale la plus faible du projectile permettant sa pénétration complète. À cette vitesse d'impact, la vitesse résiduelle du projectile devient nulle. Sachant qu'il existe toujours une certaine variabilité, la limite balistique se définit souvent comme étant la vitesse qui entraînera la pénétration de 50% des échantillons lorsqu'un nombre limité de tests sont effectués. Concrètement, il s'avère nécessaire de déterminer la limite balistique, et de prévoir la vitesse résiduelle du projectile lorsque la vitesse initiale dépasse la limite balistique.

Une première observation faite à partir de test ayant abouti à la pénétration complète du stratifié est que l'énergie cinétique résiduelle du projectile change linéairement avec son énergie cinétique initiale. Concrètement, l'énergie nécessaire pour la pénétration du stratifié est constante. La conservation de l'énergie peut s'écrire sous la formule :

$$\frac{1}{2} M V_i^2 = U_p + \frac{1}{2} M V_r^2 \quad (1.8)$$

Où  $U_p$  est l'énergie de perçage,  $V_r$  et  $V_i$  constituent les variables de vitesse résiduelle et incidente, respectivement. Cette équation indique que l'énergie nécessaire à la perforation du stratifié ne dépend pas de celle du projectile. Dans la même veine, le processus de pénétration est indépendant de la vitesse. La figure 1-10 montre la relation entre l'énergie cinétique résiduelle et l'énergie cinétique initiale. Ce sont des lignes droites avec des pentes unitaires.

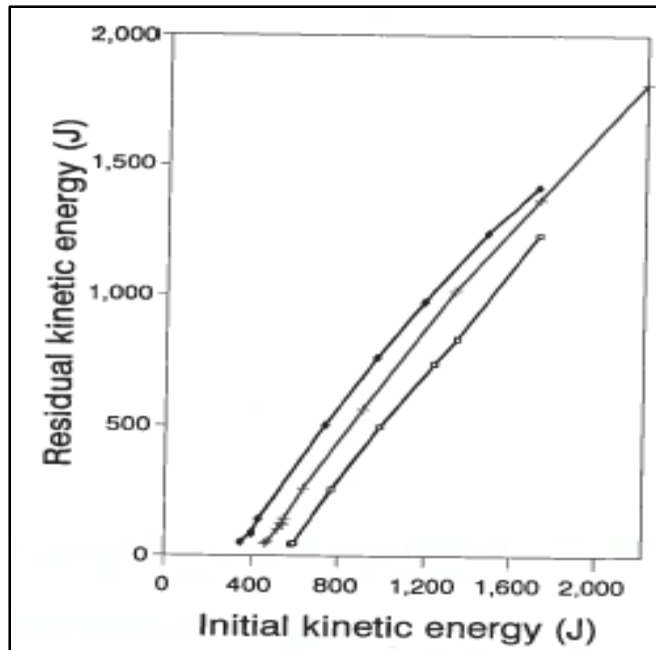


Figure 1-10 Énergie cinétique résiduelle par rapport  
à l'énergie cinétique initiale du projectile  
(L. Lin & Bhatnagar, 1991)

Lors de la pénétration, il est possible de négliger l'énergie cinétique du matériau sur la trajectoire d'un projectile éjecté. Cela est particulièrement applicable près de la limite balistique, car la vitesse résiduelle devient plus faible, et la vitesse résiduelle de ces petites particules devrait également devenir plus faible. Lorsque la vitesse d'impact devient nettement supérieure à la limite balistique, le matériau retiré par le projectile pendant le processus de pénétration s'éjecte à une vitesse croissante.

Concrètement, l'énergie cinétique contenue dans les projectiles ne devient plus négligeable, en qu'elle augmente la masse apparente du projectile. Par ailleurs, il est possible de considérer que la pente de  $E_r$  par rapport à  $E_i$  est plus faible que celle des vitesses d'impact élevées.

À travers une étude expérimentale approfondie portant sur les impacts balistiques, et notamment sur un composite avec un tissu en polyéthylène et une matrice en Vinylester, L. Lin et Bhatnagar (1991) ont démontré que la pente de la ligne de la variation de l'énergie cinétique résiduelle par rapport l'énergie cinétique initiale du projectile est bornée 0,98 et 1,08.

Lorsque la tendance générale, l'effet de l'épaisseur du stratifié, et les caractéristiques du projectile sont connus, il est nécessaire d'examiner les propriétés du matériau. De nombreuses études, telles que celles effectuées par Vasudev et Mehlman (1987), Hsieh, Mount, Jang, et Zee (1990), (Guoqi, Goldsmith, & Dharan, 1992a), Goldsmith, Dharan, et Chang (1995), montrent que l'augmentation d'épaisseur du stratifié augmente la limite balistique. Concrètement, il est souvent dit que la limite balistique est proportionnelle à la densité aérienne du composite. Toutefois, cette affirmation n'est pas définitive étant donné que, outre la densité, les propriétés mécaniques du matériau jouent un rôle important sur la limite balistique. Concrètement, ce qui est sous-entendu est que, tout le reste étant constant, seule l'épaisseur du stratifié a une incidence sur la limite balistique. En ce sens, l'énergie de perforation augmente avec le diamètre du projectile. Cela étant, la perte d'énergie lors de la perforation est fortement influencée par la forme du projectile, étant donné que les modes de défaillances peuvent significativement différer.

Guoqi et al. (1992a) et Guoqi, Goldsmith, et Dharan (1992b) ont étudié la perforation quasi-statique et à haute vitesse des stratifiés Kevlar-polyester par des projectiles coniques. Le tracé de la charge appliquée au projectile lors des essais quasi-statiques en fonction de son déplacement, illustré dans la figure 1-11, montre trois phases distinctes :

- ✓ La charge augmente en raison de l'indentation et de la déflexion globale de la plaque,
- ✓ Un plateau est atteint au moment de la rupture des fibres,
- ✓ Lorsque la pénétration est terminée, la charge tombe soudainement à un niveau beaucoup plus bas. La logique derrière cette baisse relève de l'absence de résistance, étant donné que le frottement contre le côté du trou constituait la seule résistance au mouvement.

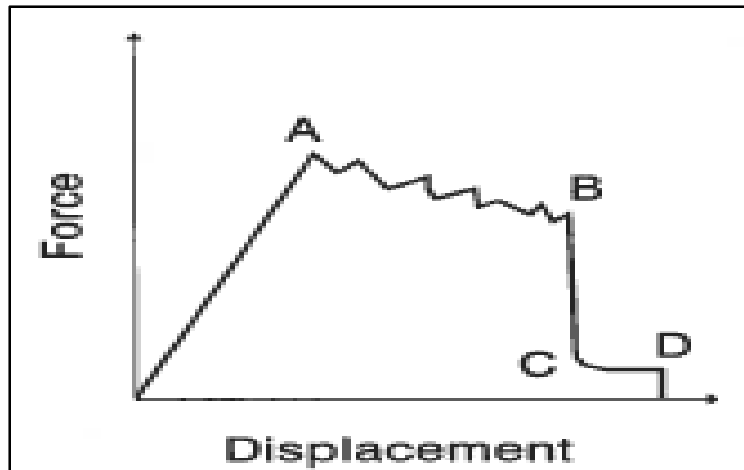


Figure 1-11 Charge en fonction du déplacement de la pièce dans les essais statiques (Guoqi et al., 1992b).

Des expériences de pénétration quasi-statique de stratifiés graphite-époxy tissés par des pénétrateurs coniques ont permis d'atteindre des résultats similaires (Goldsmith et al., 1995). En effet, la déformation globale de la cible était significative et la taille des délaminations nettement moindres lors des essais dynamiques. Plus précisément, la déformation locale et la rupture de la fibre sont les principaux mécanismes d'absorption d'énergie.

### 1.5.2 Modes de défaillance

Comme mentionné précédemment, la forme du projectile affecte fortement l'énergie de perforation. De manière générale, le colmatage par cisaillement se produit à proximité du côté qui subit l'impact. Celui-ci est suivi d'une région dans laquelle une rupture se produit par rupture de la fibre de traction. Près de la sortie, des délaminages se produisent.

Selon la rigidité de la cible, la vitesse du projectile ainsi que sa masse, seul un mode de rupture par cisaillement peut être observé.

L'énergie de pénétration peut être évaluée à travers l'addition des énergies requises pour la production chaque type de défaillance dans le processus de pénétration, soit la rupture des fibres, la fissuration de la matrice, et le délaminage et frottement entre le projectile et la cible.



Notons que les chercheurs s'accordent sur les expériences lorsque les modes de défaillance sont connus grâce aux expériences. Toutefois, certains modes de défaillance ne s'alignent pas à ce consensus. Concrètement, les cas particuliers qui dépendent de la vitesse d'impact et de l'épaisseur du stratifié ne peuvent encore être prédits.

Les expériences réalisées par R. H. Zee et Hsieh (1993) montrent que l'énergie perdue lors de la pénétration d'un stratifié se divise en deux phénomènes. Ces derniers s'apparentent en énergie de frottement et en énergie de pénétration. Pour plusieurs systèmes de matériaux, les contributions liées à la rupture des fibres, à la rupture de la matrice, au délaminage et au frottement entre le projectile et le stratifié ont été évaluées. Concrètement, il est considéré que les délaminages jouent un rôle majeur pour ce qui a trait des stratifiés graphite-époxy. Toutefois, leur effet des stratifiés avec Kevlar et polyéthylène libérés est minime.

Dans le contexte des stratifiés graphite-époxy, Sykes et Stoakley (1980) montrent que les conditions de durcissement ont un effet significatif sur la relation force-déplacement pendant la perforation. La fracture initiale s'est produite au même niveau de force. Toutefois, la force a diminué de manière linéaire jusqu'à atteindre la valeur zéro pour les échantillons durcis à 450°K. Pour un échantillon durci à 394°K, la courbe fut croissante jusqu'à environ deux fois la valeur requise pour l'initiation des dommages. Celle-ci a par la suite diminué. Dans chacun des deux cas étudiés, l'énergie de pénétration, représentant l'aire sous la courbe de déplacement de la force, fut très différente. Concrètement, cet exemple expérimental illustre que les contraintes thermiques résiduelles ont un effet significatif sur la résistance à la pénétration.

### **1.5.3 Prévion de la limite balistique**

Plusieurs chercheurs ont procédé à la prédiction de la limite balistique à partir de principes de base, malgré la complexité de la tâche. Les modes de défaillance qui interviennent lors du processus de la pénétration d'une cible par un projectile diffèrent à travers l'épaisseur. Dans les cas les plus simples où ces derniers sont connus, il est possible d'estimer la limite balistique en utilisant de simples considérations énergétiques. Vraisemblablement, une perforation de stratifiés minces entraîne une zone de perforation de forme conique (Cantwell & Morton,

1989a). Celle-ci commence par un diamètre égal à celui de la balle. Le cône est à un angle de  $45^\circ$  par rapport à la direction de l'impact, et une délamination étendue est observée.

Selon Cantwell et Morton (1989b), l'énergie de perforation balistique est égale à la somme de  $E_f$ ,  $E_c$ ,  $E_d$  et  $E_s$ , qui désignent respectivement l'énergie que la cible absorbe par la flexion, la déformation de contact, le délaminage et le cisaillement. Pour des cibles plus épaisses, deux processus de défaillances distincts peuvent être observés pour les parties inférieures et supérieures des échantillons (Cantwell & Morton, 1990; H.-J. Lin & Lee, 1990).

$$E = E_f + E_c + E_d + E_s \quad (1.9)$$

Une estimation de la limite inférieure de l'énergie de pénétration pour un stratifié mince (soit de 4 à 16 plis) a été obtenue par Cantwell et Morton (1989c). Le trou engendré par le cisaillement des fibres lors de la perforation a pris la forme d'un cône tronqué à partir du diamètre du projectile et avec un demi-angle de  $45^\circ$ . Ces résultats sont illustrés dans la figure 1-12.

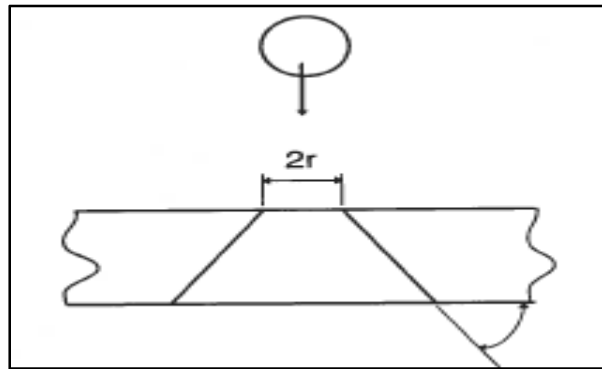


Figure 1-12 Mode de défaillance : Cisaillement  
(Cantwell & Morton, 1989c)

À travers une série de tests expérimentaux, il a été démontré que l'énergie de rupture transversale nécessaire pour cisailier cet époxy de carbone dans une direction normale aux fibres est de  $37,5 \text{ kJ/m}^2$ . En négligeant l'énergie de déformation stockée dans la structure et

celle nécessaire pour produire des délaminages, il est possible d'estimer l'énergie nécessaire pour produire un trou. Cela résulte plus précisément de la manipulation de l'énergie de rupture, par unité de surface, et par la surface du fruste.

$$A = \sqrt{2} \pi h(h + 2r) \quad (1.10)$$

Où  $h$  représente l'épaisseur du stratifié et  $r$  le rayon du projectile. À travers cette expression, il est possible d'obtenir la courbe observée lors des expériences. Une grande zone stratifiée peut également être trouvée près du point d'impact. L'énergie requise pour produire ces couches est estimée en supposant que les régions en couches illustrées par la figure 1-13 sont également coniques. Le rayon commence à  $R = 9,1$  mm et il est déterminé expérimentalement.

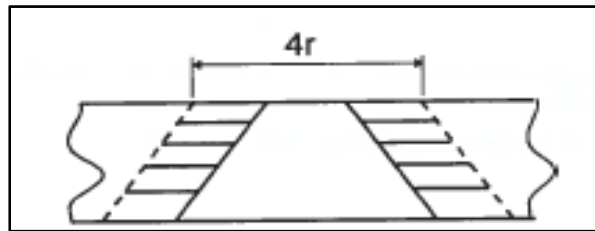


Figure 1-13 Mode de défaillance : Délaminage  
(Cantwell & Morton, 1989c)

Pour ce qui est de la valeur de l'énergie de fracture de la délamination, celle-ci a été considérée comme étant égale à  $500 \text{ J/m}^2$ . L'énergie absorbée par la flexion dépend de la longueur du stratifié composite. Pour des poutres simplement supportées et soumises à une force centrale  $P$ , l'énergie de déformation est donnée par :

$$U = \frac{P^2 L^3}{96EI} \quad (1.11)$$

En ce qui concerne les énergies  $U_s$  et  $E_d$  qui désignent respectivement l'énergie requise pour le cisaillement et celle requise pour produire des délaminages, celles-ci ne dépendent pas de la longueur de la poutre. Plus précisément, l'énergie totale nécessaire à la pénétration est égale à

la somme d'un terme constant et d'un terme. Si un défaut se produit à une valeur constante de la force de contact  $P$ , le terme changera avec le cube du faisceau. Une série de combinaisons expérimentales effectuées par Cantwell et Morton (1990) lors de l'étude des poutres de 16 plis en carbone-époxy [O<sub>2</sub>,+45]<sub>2s</sub> de 2 mm d'épaisseur, 25 mm de large et de longueur variable confirme cette hypothèse. De plus, il a été déterminé que l'énergie nécessaire à la pénétration varie linéairement avec la longueur du faisceau. Si la défaillance se produit lorsque les déformations de la surface inférieure dépassent la déformation à la rupture des fibres notée  $\epsilon_c$ , il devient possible de montrer que  $U_h$  varie linéairement avec la longueur et l'épaisseur du faisceau.

Une approche simple proposée par Wang, Jang, Panus, et Valaire (1991) suggère que le mode de défaillance est, soit un cisaillement à la périphérie du trou, soit un écoulement compressif sous le projectile. Concrètement, les auteurs établissent que la limite balistique doit être proportionnelle à  $\frac{h}{2r}$ , résultat corroboré avec les expériences. Cela peut être déduit à partir des figures 1-12 et 1-13, puisque  $U$  est proportionnel à  $h r$  pour  $h \ll r$  et que l'énergie cinétique du projectile est proportionnelle à  $r^3 v^2$ .

Guoqi et al. (1992b) ont proposé un ensemble de modèles relativement simples permettant d'estimer la résistance au mouvement des impacts, et ce dans le but de prédire la limite balistique des plaques de Kevlar-polyester. Leur logique consiste à diviser le phénomène en trois phases consécutives et distinctes, notamment l'indentation, la perforation et la sortie. En utilisant la théorie du stratifié pour déterminer la déformation globale, les mécanismes de dissipation comprennent l'indentation à l'extrémité de l'ogive, les saillies sur la surface arrière, la rupture des fibres, la délamination et le frottement. Finalement, les résultats des expériences obtenues s'alignaient aux hypothèses développées par les chercheurs. À partir du modèle développé, l'hypothèse que "la réflexion de l'onde de pression créée par l'impact génère une onde de traction, qui produit un délaminage en mode I naissant, qui est prolongé par la pénétration du projectile, est particulièrement intéressante (Guoqi et al., 1992b). Cette hypothèse est confirmée par les travaux de G. J. Czarnecki (1992) et G. Czarnecki (1992), qui valident la possibilité d'un tel mécanisme de délaminage.

Lee et Sun (1991) et S. R. Lee et C. Sun (1993) ont étudié le processus de pénétration statique des poinçons à bouts francs sur les stratifiés carbone-époxy  $([0,90,\pm45]_s)^2$ . L'expérience a été réalisée sur une machine MTS, en utilisant un pénétrateur cylindrique plat d'un diamètre de 14,5 mm sur une plaque circulaire d'un diamètre égal à 3 fois, 4 fois et 5 fois le diamètre du pénétrateur. Généralement, la force appliquée par le projectile augmente jusqu'à ce qu'une fissure dans la matrice provoque une délamination (comme le montre le point A sur la figure 1-14), puis chute soudainement (point B). La rigidité de la plaque diminue, et lorsque la charge atteint son maximum (point C), un bouchon se forme et la force chute immédiatement (point D). Ensuite, la friction entre le pénétrateur et le trou est la seule résistance au mouvement.

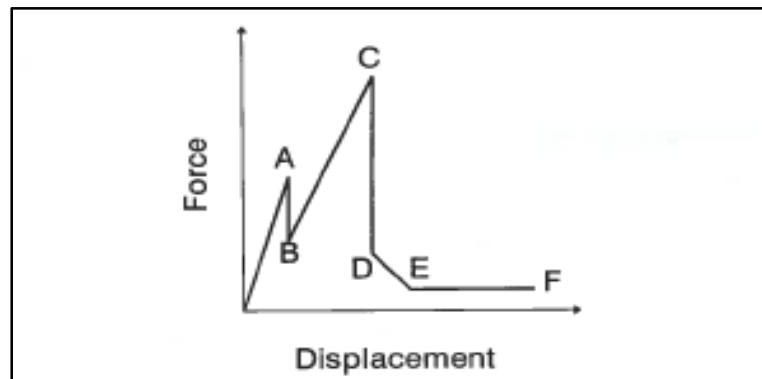


Figure 1-14 Charge en fonction du déplacement de la pièce cylindrique plate (Lee & Sun, 1991)

La délamination est causée par des fissures dans la matrice, située dans la couche de support et s'étend sur toute la planche. Sous le poinçon rigide à extrémités plates, l'analyse bidimensionnelle a été réalisée à travers l'élément fini du stratifié quasi-isotrope. Modélisez les matériaux avec des modules à haute efficacité, donc les détails de l'ordre d'empilement ne doivent pas être inclus dans le modèle. Le premier moyen de dommage est la délamination causée par des fissures dans la matrice. Le critère de contrainte maximale est utilisé pour prédire les fissures matricielles qui apparaissent à l'arrière de l'échantillon sous le pénétrateur et à l'avant près du bord de la plaque. Les faits ont prouvé que la contrainte thermique résiduelle est très importante pour prédire le début de la fissuration de la matrice, car la contrainte thermique résiduelle est de 38 MPa, et la résistance de champ de la résistance à double couche

est de 77 MPa, et la résistance à une seule couche est de 84 MPa. La courbe de déplacement de charge prévue par l'analyse est en bon accord avec la courbe obtenue expérimentalement. La charge au début du réglage peut être prédite par analyse, mais les expériences ont montré qu'elle n'a rien à voir avec le diamètre de l'échantillon. L'analyse montre que la formation du bouchon est un processus de rupture instable, et le bouchon entier est formé immédiatement après sa formation. S.-W. Lee et C. T. Sun (1993) ont utilisé des relations charge-déplacement du projectile déterminées de manière statique pour prédire la limite balistique de l'alliage graphite-époxy stratifié.

G. Czarnecki (1992) et G. J. Czarnecki (1992) ont mesuré la contrainte transversale normale des stratifiés graphite-époxy à un impact à grande vitesse à différentes épaisseurs. Ces résultats indiquent qu'il y a deux impulsions se propageant à des vitesses différentes. L'expérience de Guoqi et al. (1992b) et d'autres ont souligné que dans le sens de l'épaisseur, le matériau composite en couches a un comportement non linéaire en contrainte et déformation au niveau de déformation obtenue lors de l'impact. Abrate (1994) a utilisé une relation contrainte-déformation bilinéaire pour modéliser le comportement du matériau, et les résultats numériques obtenus par analyse non linéaire par éléments finis nous ont permis de saisir les principales caractéristiques du signal mesuré.

S. Jenq, Wang, et Sheu (1992) et S. T. Jenq, Yang, et Da Wu (1992) ont étudié la dégradation de la résistance des stratifiés en verre époxy soumis à un impact balistique. Le modèle Caprino peut être utilisé pour prédire avec précision la résistance résiduelle, tant que l'énergie absorbée par le stratifié pendant l'impact remplace l'énergie cinétique initiale du projectile. La résistance à la traction résiduelle peut être prédite par:

$$\left(\frac{\sigma_r}{\sigma_0}\right) = \left( U_0 / \left[ \frac{1}{2} m (v_i^2 - v_r^2) \right] \right)^\alpha \quad (1.12)$$

$U_0$  et  $\alpha$  sont les coefficients à déterminer par des expériences. S. Jenq, Jing, et Chung (1994) ont comparé l'énergie requise pour la perforation statique et dynamique et ont montré que les

performances du matériau dépendent largement de la vitesse. Prevorsek, Kwon, et Chin (1994) ont utilisé le modèle des éléments finis pour simuler la déformation de la plaque composite lors de l'impact balistique et le modèle des différences finies pour déterminer le risque de température pendant cet événement. L'analyse montre que la température augmente considérablement à l'interface du composite au-dessous du projectile, mais en raison du temps d'impact court et de la faible conductivité thermique du composite, cette augmentation de température est limitée à une petite zone autour de l'interface. Le volume du matériau affecté est trop petit pour affecter les performances.

#### 1.5.4 Modèles numériques développés pour les matériaux composites

De manière générale, les matériaux composites, bien qu'ils résistent aux contraintes de base, sont moins efficaces lorsqu'ils sont confrontés à des contraintes combinées. Bien que les critères ci-dessus ne prennent pas en compte des interactions, ils sont toujours valables. Par exemple, lorsque le pli est soumis à des forces de cisaillement, la limite élastique de traction latérale est généralement inférieure. Pour corriger cette lacune, il est possible de modéliser ces contraintes en utilisant une combinaison de contraintes équivalentes, puis les comparer avec des valeurs acceptables. Cette logique est à la base du principe de Von Mises est utilisée comme référence pour les matériaux présentant une résistance mécanique isotrope. Dans le cas des composites à fibres longues, le critère le plus utilisé dans le cas de composites à fibres longues est celui de Tsai-Hill (Berthelot, 1999). Celui-ci s'écrit de la manière qui suit :

$$\left(\frac{\sigma_L}{X^*}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y^*}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S}\right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{(X^*)^2} < 1 \quad (1.13)$$

##### 1.5.4.1 Modélisation de l'endommagement

Hashin (1980) a été l'un des précurseurs à travailler sur l'endommagement des composites. Grâce à ses travaux sur les structures en composites, Hashin a permis d'instaurer des critères de base qui demeurent, à ce jour, utilisés dans la majorité des modèles. Concrètement, les

critères de Hashin furent initialement développés pour des composites unidirectionnels. Ces derniers ont par la suite été généralisés aux composites tissés.

Plusieurs chercheurs adoptent les critères de type Hashin, avec certaines modifications spécifiques aux vitesses élevées, pour capter l'initiation des dommages. Par exemple, Zhang et Zhang (2015a) ont modélisé les dommages causés par l'impact à basse vitesse sur les composites stratifiés. Les chercheurs ont utilisé le critère 3D Hashin pour contrôler la réduction de la composante du tenseur de rigidité du matériau. Ils réalisent un contact cohésif sur l'interface de pliage pour résoudre le problème de superposition. Leur modèle se trouve être plutôt efficace en matière de temps de calcul nécessaire (environ 25 h sur une machine de 8 processeurs). De plus, les auteurs arrivent à obtenir une bonne approximation de la zone endommagée ainsi qu'une corrélation satisfaisante de la force de contact. Concrètement, le calcul réalisé par Zhang et Zhang (2015a) peut être considéré comme un bon compromis entre un temps de calcul industriellement viable et une finesse de prédiction relative.

Afin d'améliorer les performances de la fissuration hors plan, Puck et Schürmann (2004) ont proposé une norme tridimensionnelle conçue pour déterminer la surface de rupture en fonction de la charge vue par le matériau. Ce modèle permet notamment de donner une bonne approximation de la surface de rupture. Cette norme est utilisée pour améliorer la prédiction des surfaces de rupture des composites impactés (Shi, Swait, & Soutis, 2012).

Le critère Hashin est utilisé pour considérer la rupture des fibres et le critère Puck est utilisé pour modéliser la fissuration matricielle. Shi et al. (2012) ont comparé la surface de fracture numérique avec les observations aux rayons X effectuées sur l'échantillon impacté. Ils ont observé une bonne corrélation entre la force de contact et la surface endommagée. La norme de Puck a été développée pour les plis solides orientés et elle donne de bons résultats, il est donc intéressant d'évaluer les composites tissés (París & Jackson, 2001). Cependant, l'augmentation de la résolution de la surface de rupture nécessite un temps de calcul supplémentaire. En effet, le critère Puck nécessite que la direction du plan qui répond au critère



maximum soit identifiée pour chaque élément et chaque incrément calculé. Le modèle de relation spécifique utilisé pour les dommages aux fibres et aux substrats est le suivant :

Tension des fibres :

$$d = \left( \frac{\sigma_{11}}{X_{1t}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{13}}{S_{13}} \right)^2 \quad (1.14)$$

Compression des fibres :

$$d = \frac{|\sigma_{11}|}{X_{1c}} \quad (1.15)$$

Tension et compression de la matrice :

$$d = \left[ \left( \frac{\sigma_{11}}{2X_{1t}} \right)^2 + \frac{\sigma_{22}^2}{|X_{2t}X_{2c}|} + \left( \frac{\sigma_{12}}{S_{12}} \right)^2 \right] + \sigma_{22} \left( \frac{1}{X_{2t}} + \frac{1}{X_{2c}} \right) \quad (1.16)$$

#### 1.5.4.2 Modélisation du délaminage

Pendant l'impact, le délaminage inter-laminaire est l'endommagement le plus récurrent pour de faibles énergies. Considérés comme une limite majeure des matériaux composites, ce phénomène et sa prédiction ont fait l'objet de plusieurs travaux dans la littérature. Cela s'observe à travers l'abondance de solutions et de méthodes proposées dans le but de modéliser le phénomène. Parmi ces méthodes, la fissuration virtuelle ou VCTT (acronyme pour Virtual Crack Closure Technique) se présente aux premiers rangs. Cela inclut l'utilisation d'éléments qui peuvent être séparés d'une certaine charge, ce qui permet de modéliser les fissures dans et entre les couches (Samborski, 2016). Concrètement, l'utilisation de la VCTT n'impose pas de chemin de fissuration prédéfini, ce qui permet en général de donner une estimation précise de

la fissuration. Il convient toutefois de mentionner que cette technique nécessite un temps de calcul considérable.

Outre la méthode VCCT, il est possible d'utiliser des éléments cohésifs pour la modélisation de délaminage et de la fissuration inter-laminaire. D'une part, le temps de calcul de cette technique est significativement moindre que la première. D'autre part, cela impose cependant des restrictions sur la manière de craquer, notamment dans la zone où ces éléments de l'interface sont ajoutés. Ces éléments peuvent également être utilisés pour modéliser l'adhérence, car ils permettent de prendre en compte les propriétés mécaniques du film adhésif.

Une troisième technique, très répandue dans la littérature, consiste à utiliser un contact cohésif entre les plis (sans ajout d'éléments d'interfaces). D'un côté, cela rend possible la modélisation du délaminage, étant donné que le contact possède des propriétés adhésives endommagées. D'un autre côté, l'utilisation du contact permet de réduire considérablement le temps du calcul. Cependant, cette technique ne prend pas en compte les caractéristiques d'éventuelles couches de colle ou de zones riches en résine.

En outre, la limite majeure des deux dernières techniques s'apparente au fait qu'elles rendent les résultats des calculs fortement dépendants du maillage (Turon, Davila, Camanho, & Costa, 2007). Toutefois, lors de la prévision de zones en couches après un impact, l'ajout de zones ou d'éléments collants montre de grands effets. (Zhang & Zhang, 2015b). De telles zones sont présentées dans la figure 1-15.

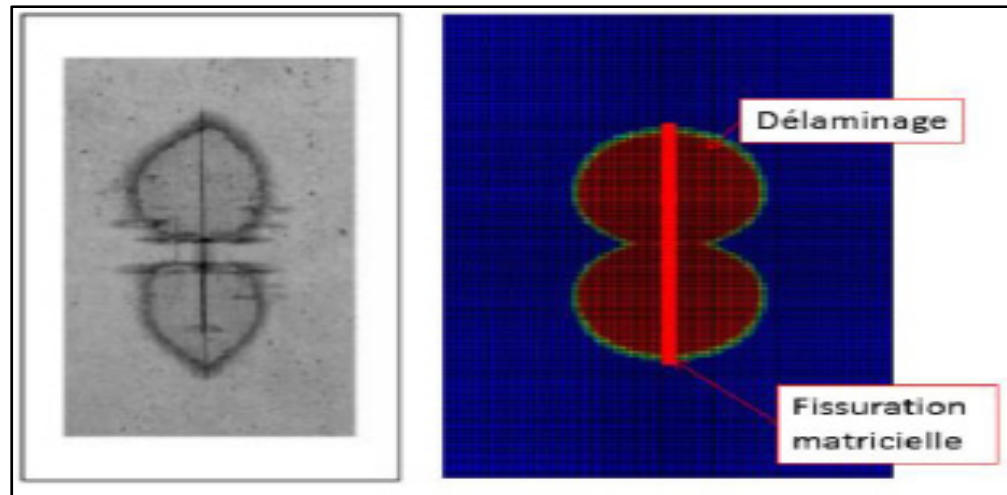


Figure 1-15 Comparaison du délaminage entre RX et la simulation numérique (Zhang & Zhang, 2015b).

## 1.6 Conclusion

Ce chapitre sert à illustrer un aperçu de la littérature portant sur des problématiques et des phénomènes d'impact. Les recherches sont également abordées des différents types de structures, notamment métalliques et composites. À la lumière du balayage de la revue, il semblerait que la maturité des modèles numériques soit couplée à la nature des matériaux et des structures étudiées. Une forte concentration de travaux s'apparente aux modèles de matériaux métalliques et aux tissus balistiques. Malgré cela, certaines zones grises demeurent relativement inexplorées.



## **CHAPITRE 2**

### **METHODOLOGIE D'IMPACT BALISTIQUE**

#### **2.1 Introduction**

Le présent chapitre est orienté vers la mise en œuvre d'un ensemble d'outils de simulation numérique avancés. Ces derniers serviront à modéliser l'impact balistique et permettront d'exploiter les résultats obtenus. Une méthodologie de travail systémique basée sur une approche progressive est présentée par la suite afin d'appréhender les différentes difficultés du problème.

Le logiciel ABAQUS est utilisé pour des fins de simulation. Sachant qu'il s'agit d'un logiciel relativement complexe, et afin de mieux saisir le logiciel et surmonter les difficultés constatées, le travail est entamé avec deux études de cas simples d'impact : Obus-tôle en aluminium et ballon-plaque stratifiée en carbone-époxy.

Afin d'assurer la validation de la méthodologie, il convient de comparer les résultats d'un impact ballon-plaque avec ceux atteints par Sastry, Budarapu, Krishna, et Devaraj (2014).

Finalement, le présent travail se termine par la simulation de la collision balistique entre les deux modèles oiseau en acier et bord d'attaque en aluminium. L'objectif spécifique de cette section est de mieux comprendre les dommages structurels après l'impact.

#### **2.2 Le logiciel ABAQUS**

Nastran, Radios, Ansys et ABAQUS sont toujours des logiciels de calcul qui utilisent des méthodes d'éléments finis pour modéliser les dommages structurels. Dans cette étude de cas, le logiciel ABAQUS a été choisi, car il répond aux exigences du cas étudié. Concrètement, ABAQUS offre la possibilité d'intégrer et d'adapter les lois de comportement de Johnson Cook

à action rapide et de simuler la destruction. L'outil se permet également d'utiliser des sous-programmes tels que Umat et Vumat. Notons que le choix du logiciel est également dû à une forte volonté d'améliorer les connaissances académiques et pratiques d'ABAQUS.

En outre, la modélisation sous ABAQUS fait intervenir huit modules. Ces derniers sont illustrés dans la figure 2-1 ci-dessous :

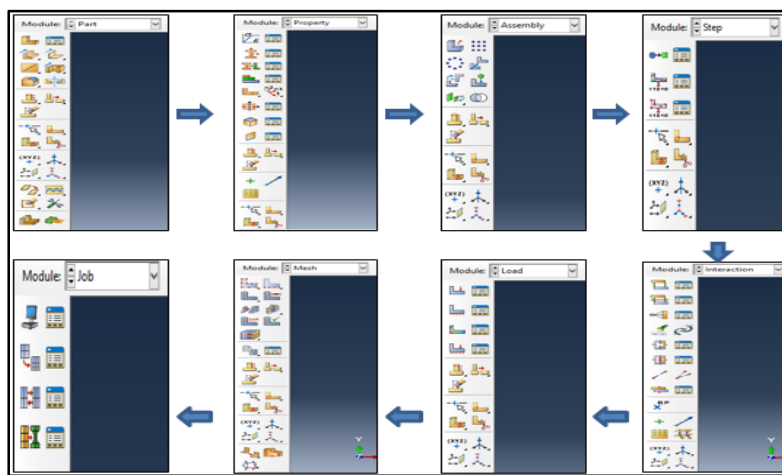


Figure 2-1 Les huit modules d'ABAQUS

En vue de la complexité de l'application directe en dynamique rapide dans ABAQUS de l'impact oiseau-bord d'attaque, une première étude de cas est réalisée pour illustrer la démarche, simplifier le phénomène et maîtriser l'application. Cet exemple est celui d'un impact obus-tôle.

### 2.2.1 Impact Obus-Tôle

Cet essai consiste à décrire un impact en régime dynamique entre un obus en acier, de masse de 10 kg avec une vitesse de 50 m/s, et tôle en acier de dimension 100x100mm. Le réglage des paramètres de fixation permettra d'orienter la pénétration vers le centre de tôle. Finalement, toutes les étapes nécessaires de la simulation sont intégrées. Cela permettra d'étudier l'effet de la variation du maillage sur la pertinence des résultats.

Une description détaillée de chacune des étapes suivies sur ABAQUS est fournie dans les sections qui suivent :

### 2.2.1.1 Modélisation géométrique de la tôle

Le module « part » est choisi pour la modélisation de la tôle et de l'obus. Cette étape est illustrée dans la figure 2-2 :

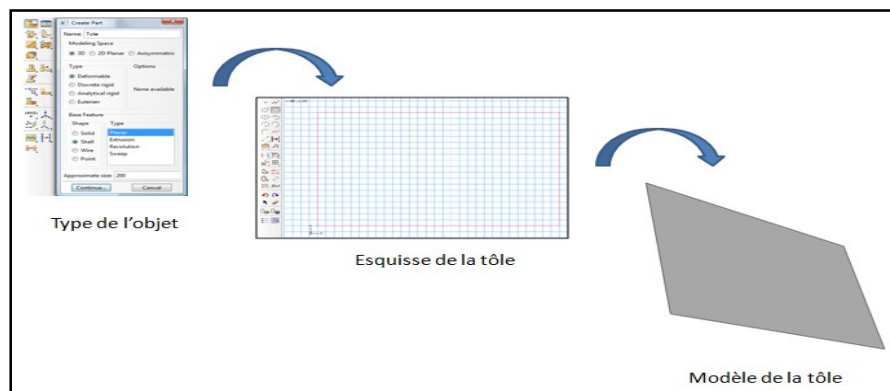


Figure 2-2 Modélisation de la Tôle

### 2.2.1.2 Définition des propriétés du matériau

Le module « Property » est utilisé pour la définition des propriétés du matériau de la tôle et de l'obus (Figure 2-3)

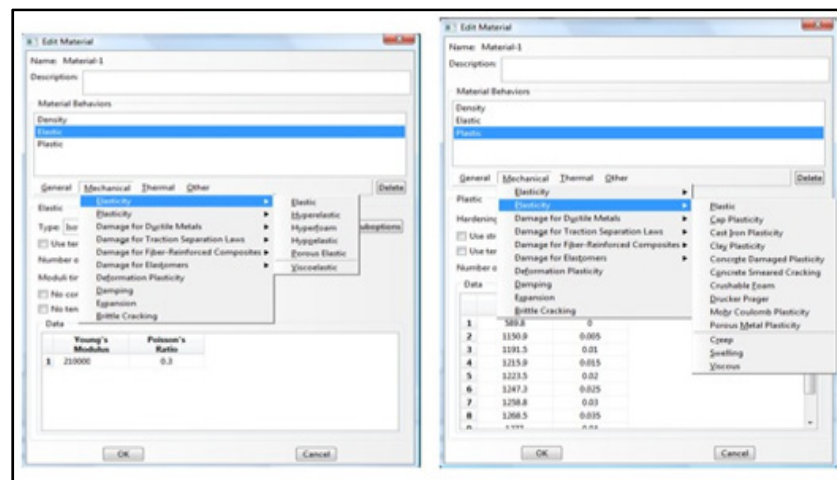


Figure 2-3 Création du matériau sous ABAQUS

### 2.2.1.3 Définition des interactions

Le module « Interaction » est utilisé pour la définition des interactions entre la tôle et l'obus (Figure 2-4)

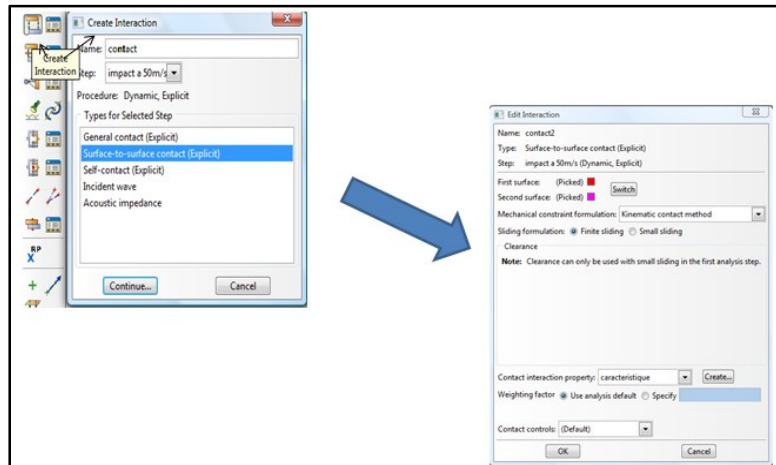


Figure 2-4 Création des interactions

### 2.2.1.4 Définition des étapes de calcul et choix des sorties

Le module « Step » est utilisé pour la définition des étapes de calcul, ainsi que pour le choix des sorties (Figure 2-5).

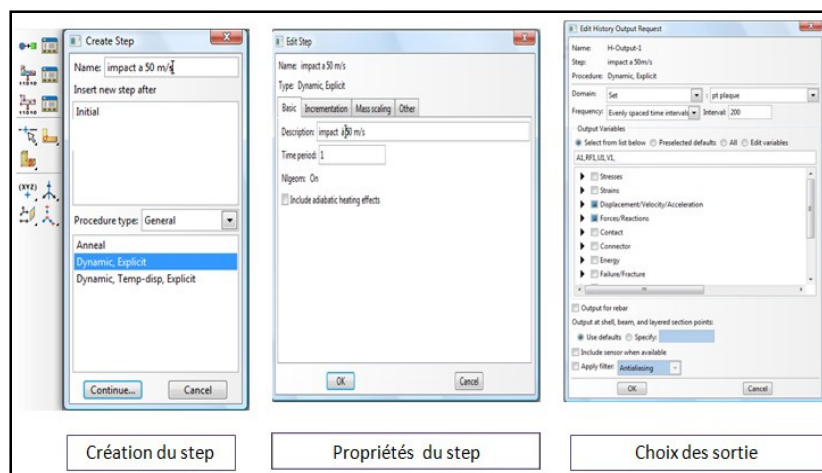


Figure 2-5 Création des sorties



### 2.2.1.5 Les conditions aux limites

Le module « Load » est utilisé pour la saisie des conditions aux limites. Dans le cadre du présent travail, l'encastrement a été fixé dans les quatre côtés de la plaque. Pour ce qui est de la vitesse de l'obus, celle-ci est fixée à 50 m/s. La démarche suivie pour la fixation des conditions aux limites est illustrée dans la figure 2-6 ci-dessous :

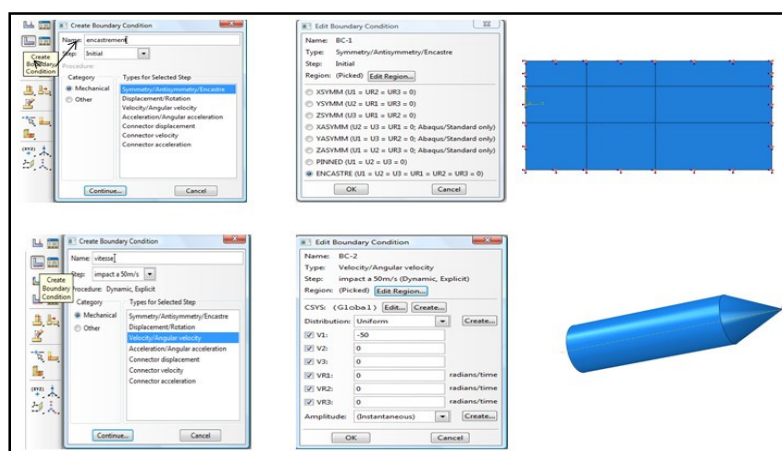


Figure 2-6 Création des conditions aux limites

### 2.2.1.6 Assemblage

Le module « Assembly » est utilisé pour le positionnement l'obus et la tôle.

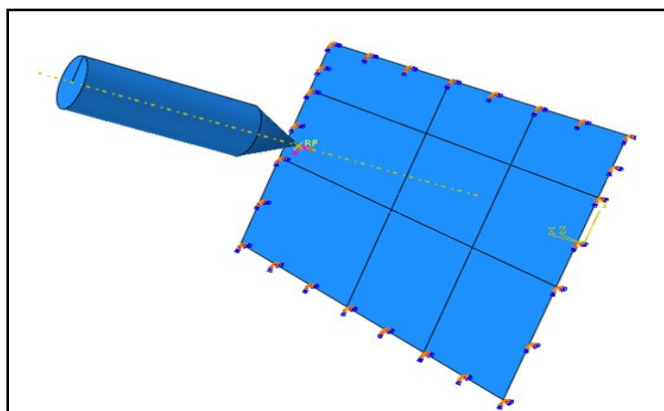


Figure 2-7 Position d'obus et de la tôle

### 2.2.1.7 Maillage de l'obus et la tôle

Le module « mesh » est utilisé pour le maillage l'obus et la tôle.

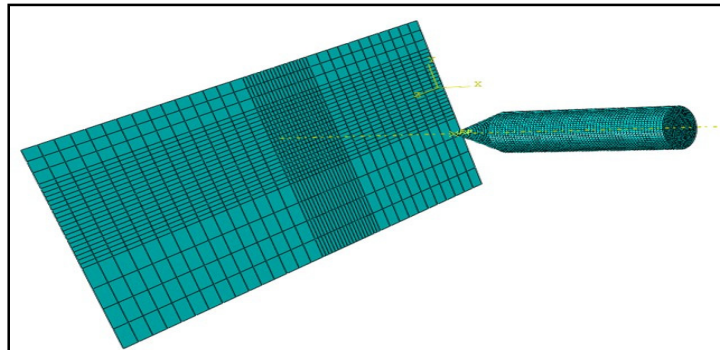


Figure 2-8 Maillage d'obus et de la tôle

### 2.2.1.8 Lancement de la simulation

Suite à l'application des étapes présentées précédemment, la simulation peut être lancée au moyen du module « Job ». La Figure 2-9 met en évidence les dégâts causés par l'obus sur la tôle.

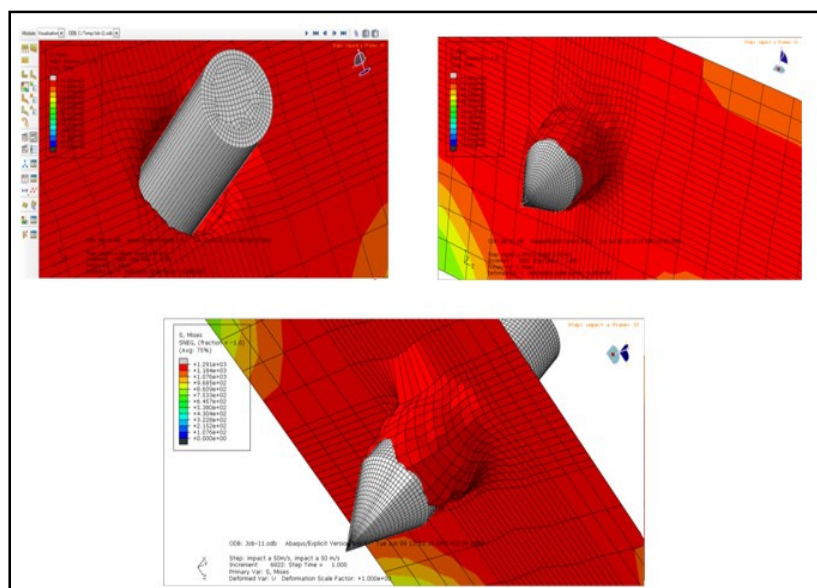


Figure 2-9 Résultat du travail

Cette initiation à l'utilisation du logiciel ABAQUS permet à simuler le travail de Sastry et al. (2014), qui modélise l'impact d'une bille sur une plaque stratifiée, dans le but d'assurer la validation de la méthodologie.

### 2.2.2 Impact Plaque/Bille

L'expérience consiste à étudier l'impact d'une bille d'acier rigide sur une plaque composite carrée de mêmes dimensions et matériaux que Sastry et al. (2014). La bille est de 5 mm de diamètre et est propulsée à une vitesse de 100 mètres par seconde. Pour ce qui est de la plaque, celle-ci fait 100x100mm de tailles et une épaisseur totale est de 1,6 mm, répartie sur 8 plis d'une épaisseur de 0,2mm chacun. La plaque est empilée symétriquement dans la séquence [0/90/±45]. Cette expérience a été réalisée à l'aide d'Abaqus/Explicit. Les propriétés mécaniques de la bille et la plaque sont indiquées dans le tableau 2-1 ci-dessous :

Tableau 2-1 Propriété mécanique du projectile et la plaque  
((ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003))

Plaque (carbone-époxy)				Projectile (Acier)	
Les propriétés élastiques		Les propriétés de résistance		Les propriétés élastiques	
E <sub>11</sub> (MPa)	164000	X <sub>1t</sub> (MPa)	2724	E (MPa)	210000
E <sub>22</sub> (MPa)	12000	X <sub>1c</sub> (MPa)	111	v	0,3
E <sub>33</sub> (MPa)	12000	X <sub>2t</sub> (MPa)	50		
G <sub>12</sub> (MPa)	4500	X <sub>2c</sub> (MPa)	1690		
G <sub>13</sub> (MPa)	4500	X <sub>3t</sub> (MPa)	290		
G <sub>23</sub> (MPa)	2500	X <sub>3c</sub> (MPa)	290		
v <sub>12</sub>	0,32	S <sub>12</sub> (MPa)	120		
v <sub>13</sub>	0,32	S <sub>13</sub> (MPa)	137		
v <sub>23</sub>	0,45	S <sub>23</sub> (MPa)	90		
Densité (kg/m <sup>3</sup> )		1800		7800	

Le comportement du matériau en fibre de carbone unidirectionnelle a été modélisé avec un sous-programme de matériau défini par l'utilisateur (VUMAT) présenté à l'annexe 1. Le critère de dommage de Hashin a été spécifié pour les modes de défaillance des fibres, tandis que le

critère de Puck a été utilisé pour les modes de défaillance de la matrice. Cette approche est choisie, car il a été démontré que le critère de Puck permet de mieux prédire les dommages subis par le matériau de la matrice en cas d'impact de compression transversale (París & Jackson, 2001).

Toutes les entrées sont programmées sous ABAQUS, comme illustré dans la partie d'initiation. Le modèle résultant est illustré dans la figure 2-10 ci-dessous :

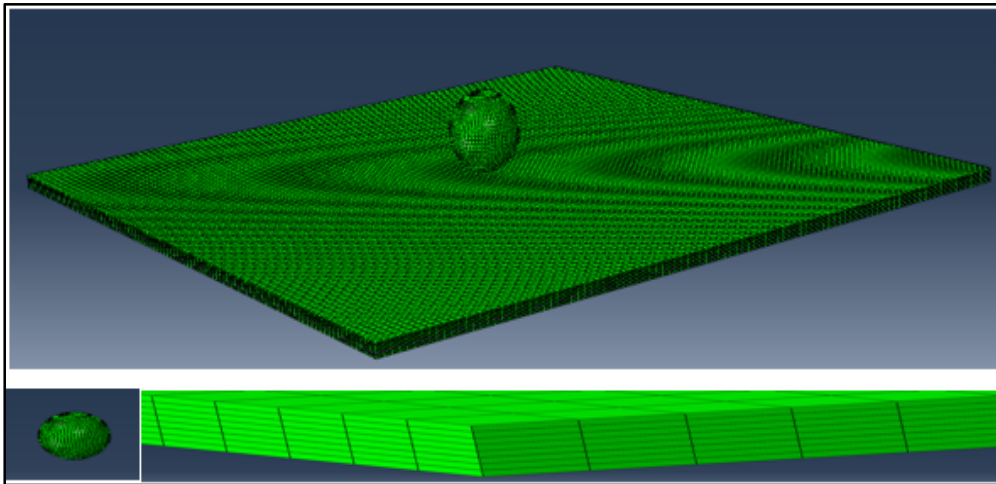


Figure 2-10 Positionnement des deux modèles (la bille et la plaque stratifiée)

Le projectile et la plaque sont tous deux maillés avec des éléments solides continus du premier ordre à intégration réduite (C3D8R). L'algorithme général de contact simplifie grandement la définition des interactions de contact, dans la mesure où les paires de contacts individuels ne sont pas nécessaires. Il suffit de préciser que toute surface peut potentiellement interagir avec toute autre surface du modèle. Pour permettre au projectile d'interagir avec le matériau à l'intérieur de la plaque lorsque les éléments s'érodent, une surface qui comprend toutes les faces intérieures du maillage de la plaque a été définie. Cette surface a ensuite été incluse dans la définition générale du contact.

Les résultats de la simulation décrite ci-haut sont illustrés dans les figures ci-dessous. Celles-ci mettent en relief les dégâts causés par la bille sur la plaque.

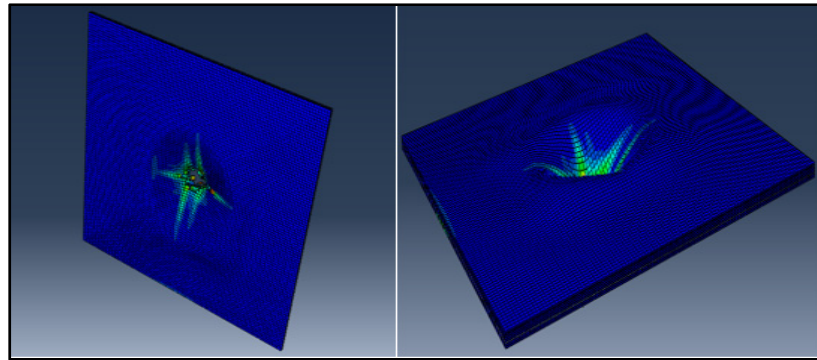
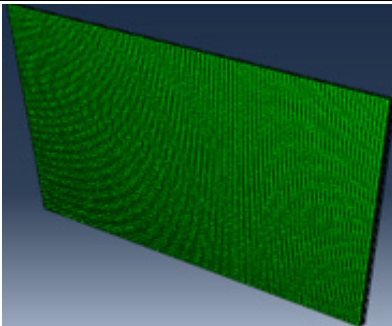
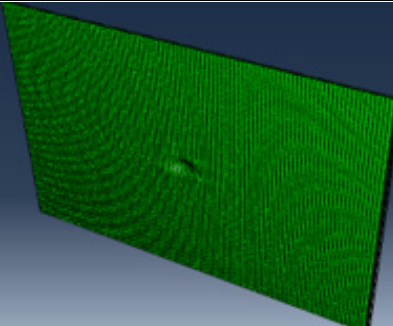
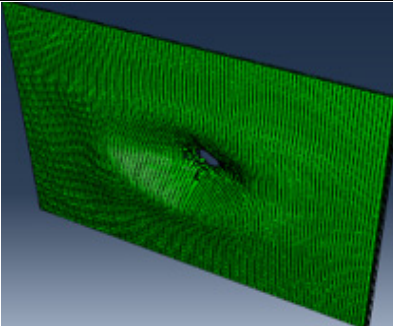


Figure 2-11 Résultat de la simulation

Tableau 2-2 Les étapes de la simulation

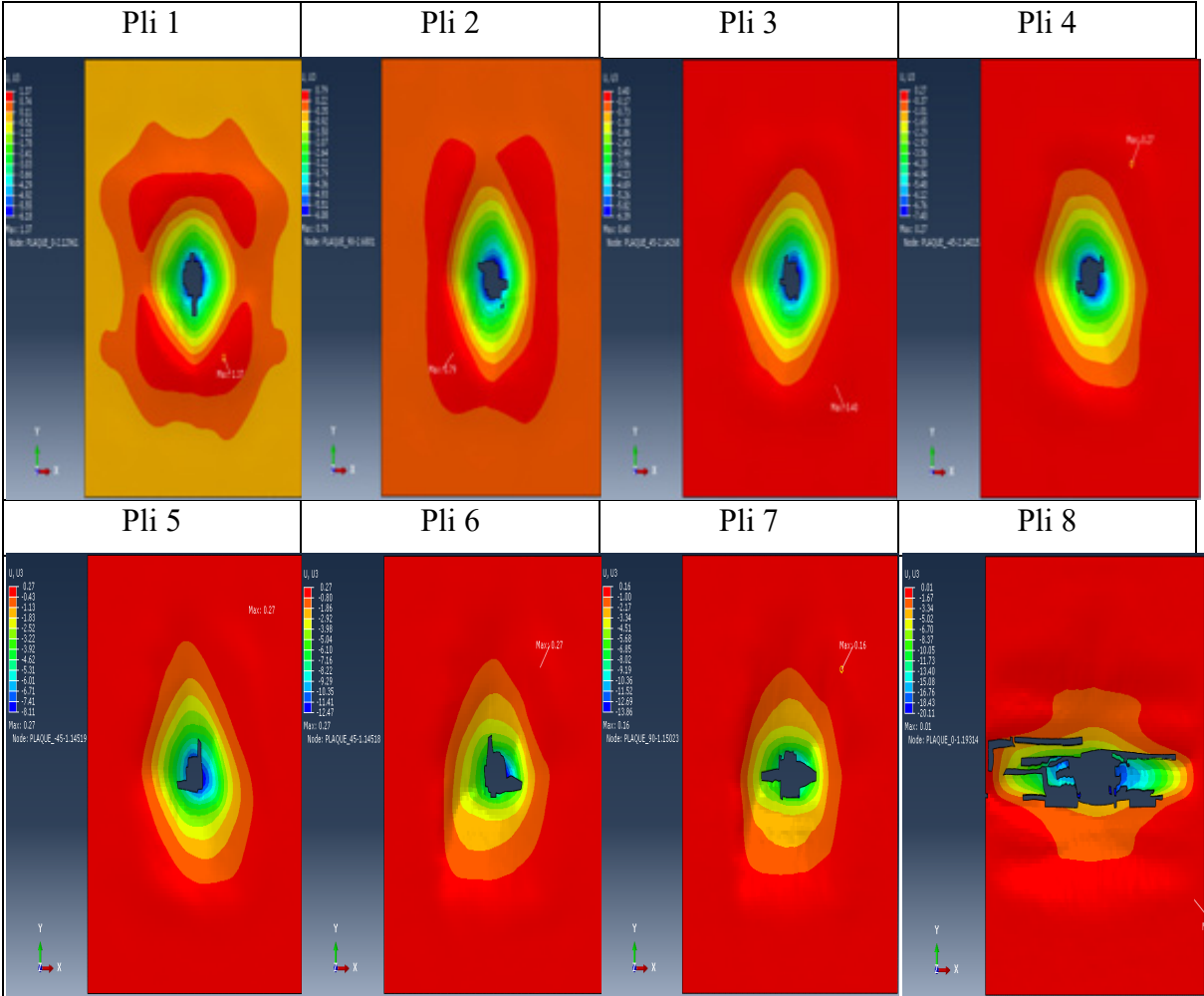
Avant l'impact	Pendant l'impact	Après l'impact
		

Les processus de compression, de déformation conique et de perforation au moment de l'impact entraînent le renflement de la zone autour de la bille. Les graphiques de déplacement dans chaque pli sont illustrés dans le tableau 2-3.

Il est possible de remarquer que la taille du trou fait par la bille diminue progressivement jusqu'à la 6e couche, en raison de la déformation conique et de la compression, à la fois dans le plan et hors plan. Toutefois, une augmentation de la taille des trous est observée dans les 7e et 8e couches.

La compression dans le plan entraînera des contraintes de cisaillement inter-laminaires, tandis que la compression hors plan entraînera des contraintes normales inter-laminaires. Ces deux contraintes contribuent à la croissance de la délamination (Langlie & Cheng, 1989).

Tableau 2-3 Diagramme de déplacement du carbone/époxy pour les couches 1 à 8



Avec l'avancement de la bille dans la plaque, l'épaisseur du matériau non perforé, c'est-à-dire le matériau qui demeure en avant du projectile diminue. Il en résulte concrètement une réduction dans la capacité de déformation du matériau restant. Par conséquent, la bille avancée subira une résistance décroissante pour séparer la couche non perforée du reste des couches. Cela se traduit par une augmentation des délaminations sur la face arrière du stratifié.

Il est possible d'analyser la variation de plusieurs paramètres grâce à ABAQUS. Les tableaux 2-4 et 2-5 présentent les courbes de la variation de la vitesse du ballon et l'énergie interne de la plaque afin d'illustrer cette évolution au fil du temps.

Tableau 2-4 Comparaison en termes de vitesse entre les deux travaux

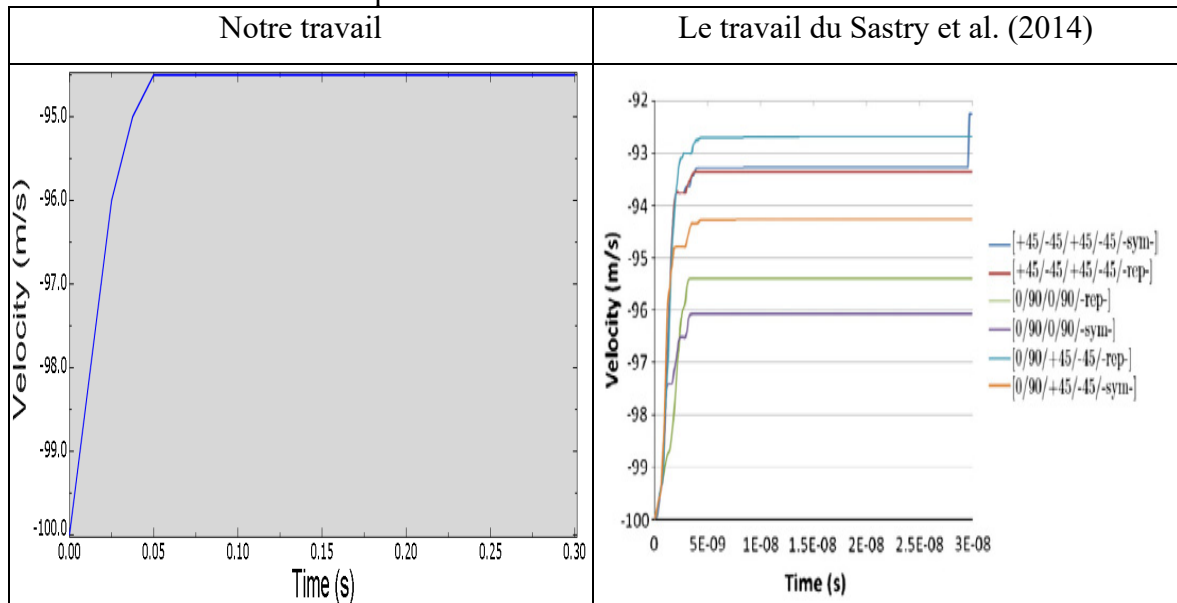
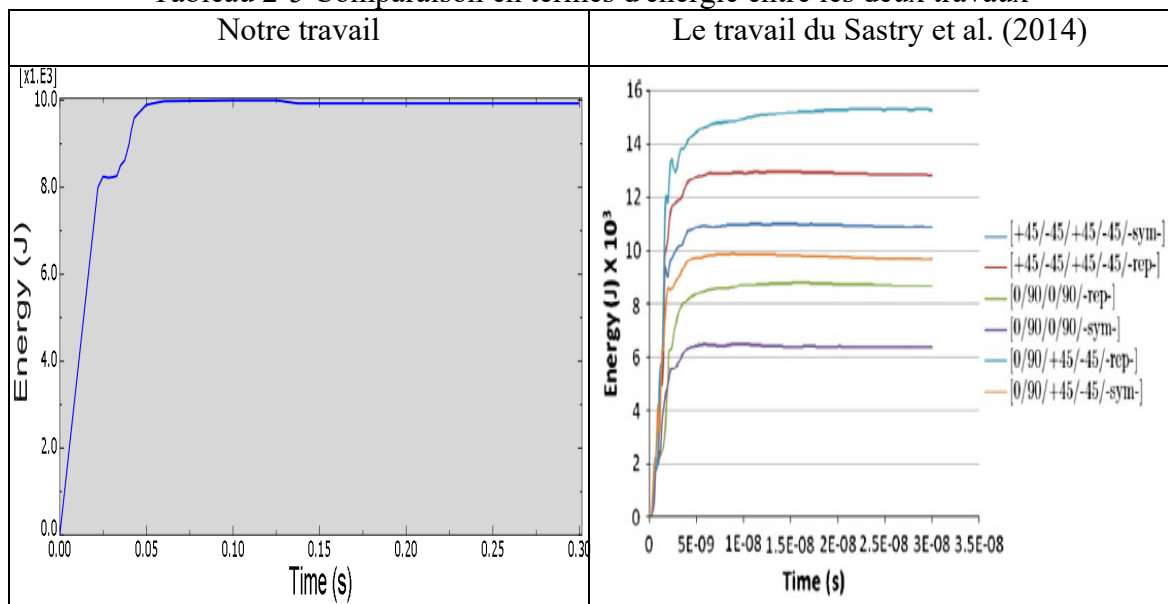


Tableau 2-5 Comparaison en termes d'énergie entre les deux travaux



Comme le montrent ces deux tableaux, le travail réalisé avec ABAQUS permet de reproduire les résultats de Sastry et al. (2014). En effet, il est possible de remarquer, tant pour la courbe de la variation de l'énergie, que pour celle de la variation de la vitesse, une concordance avec les résultats des chercheurs. Concrètement, la courbe de la variation de la vitesse obtenue avec ABAQUS suit une tendance de loi gamma avec une partie décroissante entre les deux temps :

$t=0s$  et  $t=0.3s$ , jusqu'à elle atteint son minimum à une valeur de 94,268 m/s. Elle devient ensuite uniforme à sa valeur maximale. Pour ce qui a trait des courbes de la variation de l'énergie, celles-ci sont croissantes entre les instants  $t=0s$  et  $t=0.3s$ , puis uniformes à une valeur égale à 9800 J.

À partir de cette comparaison, il est possible d'avancer la validation de la méthodologie de travail. Celle-ci sera adoptée pour la simulation de l'impact balistique du bord d'attaque d'aile de l'avion A320 en alliage d'aluminium 2024T351 par un modèle d'oiseau normalisé en acier. L'objectif, visé à travers cette simulation, est de comprendre l'endommagement de la structure face au dit impact.

À noter que les deux études de cas ont été réalisées avec des projectiles à différente forme géométrique étant donné qu'elles sont indépendantes l'une de l'autre. Concrètement, il ne s'agit que d'une première étape qui a pour but de maîtriser le logiciel ABAQUS.

### **2.3 Simulation d'impact balistique oiseau-bord d'attaque en alliage d'aluminium 2024T351**

L'objectif de cette modélisation consiste à étudier le comportement à l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351. Les propriétés mécaniques de cet alliage sont présentées dans le tableau 2-6.

Tableau 2-6 Comportements mécaniques d'alliage d'aluminium 2024T351 (ASM, 2001).

Module d'élasticité E (MPa)	Coefficient du poisson	Masse volumique (g/cc)	Résistance à la rupture (MPa)
73100	0.33	2.77	483

D'après le manuel de réparation de structure d'avion Airbus\_A320 (2002), l'aile est d'une longueur de 15.07 mètres. Cette dernière contient 27 nervures séparées par une distance de 583 mm.



Afin de simplifier l'application et réduire le temps de simulation, il est proposé de mener une étude limitée à l'analyse l'impact entre le modèle d'oiseau en acier et une partie du bord d'attaque de l'aile entourée par deux nervures, et dont le matériau est l'alliage d'aluminium 2024T351. En ce sens, le reste de l'aile sera exclu de la simulation, sans pour autant impacter la viabilité et l'exécution de l'expérience. Les positions du modèle d'oiseau et le bord d'attaque sont illustrés dans la figure 2-12.

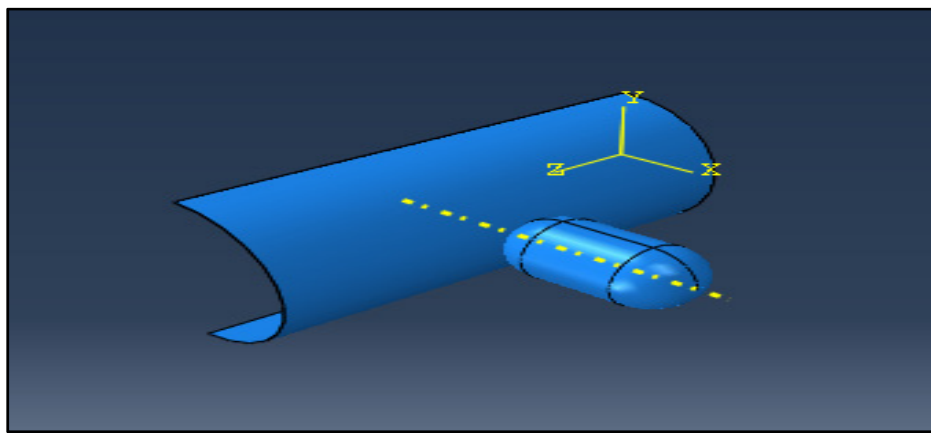


Figure 2-12 Positions du modèle d'oiseau et le bord d'attaque

Le modèle du bord d'attaque retenu pour les fins de l'expérience est d'une longueur de 583 mm, un rayon extérieur  $R=137.48\text{mm}$ , un rayon intérieur  $r=136.48\text{mm}$ , et une épaisseur de 1mm. Celui-ci est également encastré des deux côtés. Les conditions aux limites du bord d'attaque sont illustrées dans la figure 2-13.

La géométrie du modèle d'oiseau choisie est celle d'un cylindre circulaire droit avec des embouts semi-sphériques, tel qu'illustré dans la figure 1-14, avec  $D = 113.5\text{ mm}$  (Katukam, 2014). La vitesse du modèle d'oiseau est fixée à 278 m/s (1000 km/h).

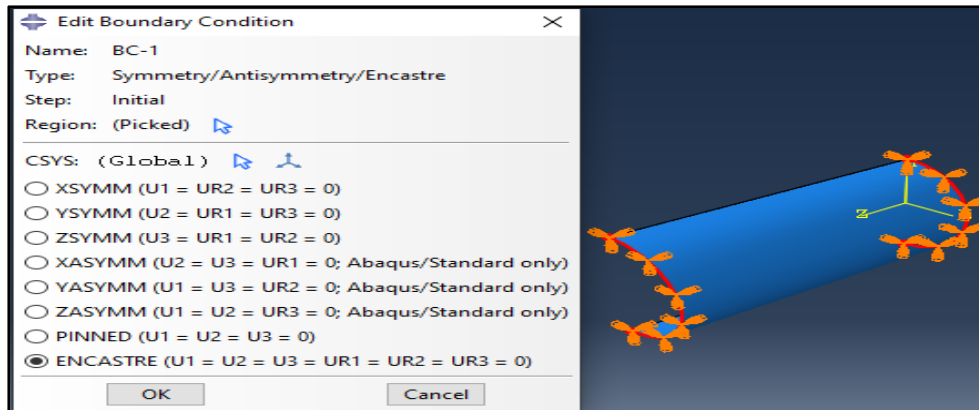


Figure 2-13 Création des conditions aux limites du bord d'attaque

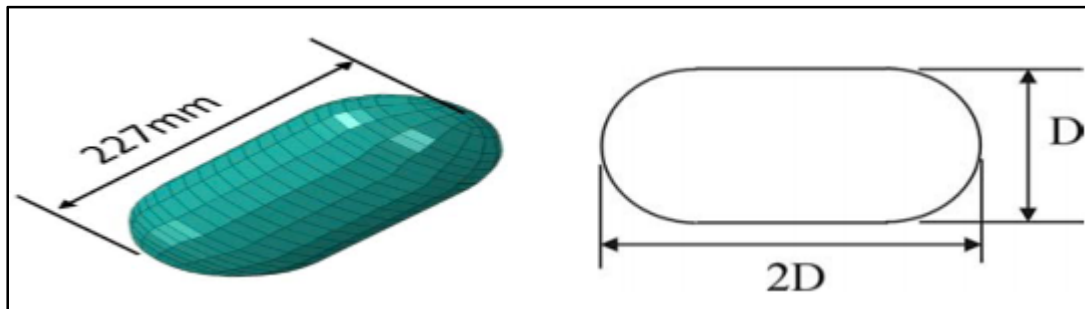


Figure 2-14 Géométrie du modèle d'oiseau (Katukam, 2014)

Le bord d'attaque est discret avec l'élément de brique linéaire à intégration réduite (C3D8R) à 8 nœuds et à 3e dimension du continuum. Alors que le projectile est discret avec l'élément tétraèdre linéaire à 10 nœuds du continuum tridimensionnel (C3D10M). Des tailles d'éléments de 5 et 8 sont considérées pour le bord d'attaque et le projectile, respectivement. Le maillage et le positionnement des deux modèles sont illustrés dans la figure 2-15.

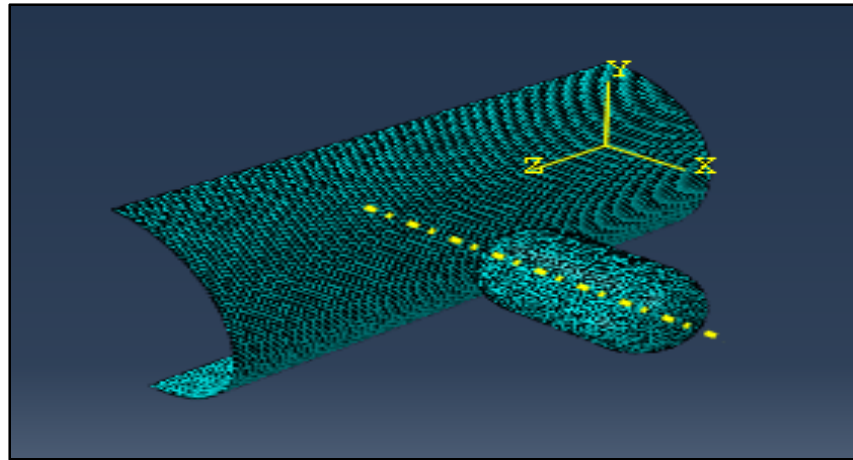
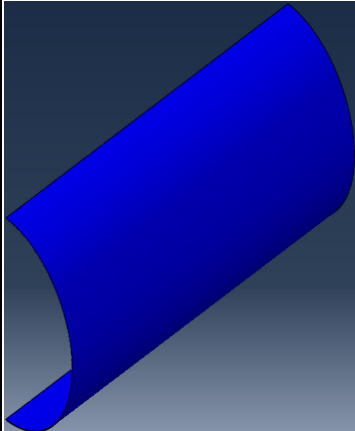
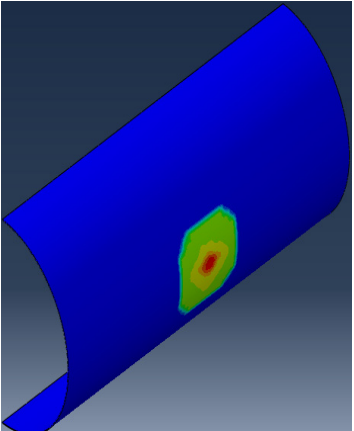
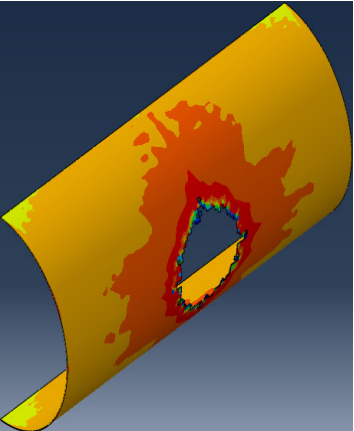


Figure 2-15 Maillage et positionnement des deux modèles

Une analyse dynamique explicite est effectuée. Les modèles FE de la plaque juste avant l'impact et à la fin de la simulation sont montrés dans le tableau 2-7.

Tableau 2-7 Les étapes de la simulation

Avant l'impact	Lors d'impact	Après l'impact
		

Le déplacement et la répartition des contraintes dans le bord d'attaque sont illustrés sur la figure 2-16.

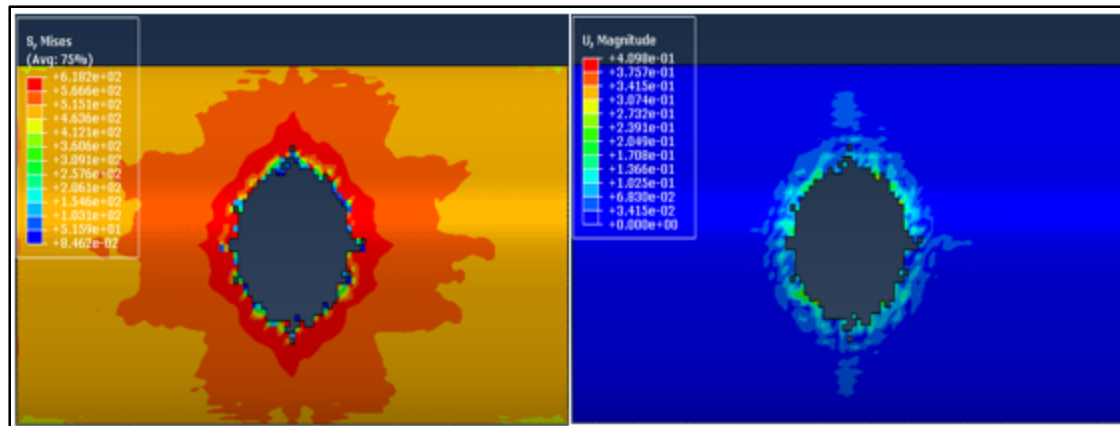


Figure 2-16 Diagramme de la répartition des contraintes et de déplacement d'alliage d'aluminium 2024T351.

La variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps est représentée sur la figure 2-17.

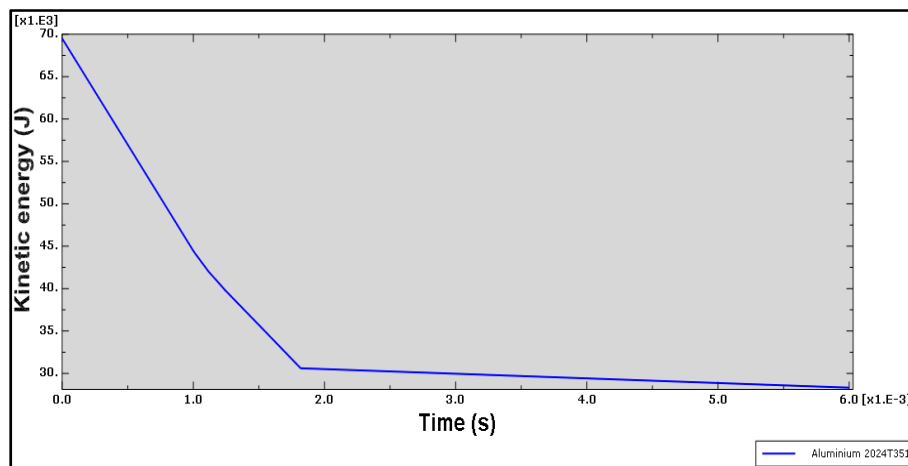


Figure 2-17 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351.

La figure 2-17 met en évidence l'absorption de l'énergie cinétique par le bord d'attaque en alliage d'aluminium 2024T351. La valeur de l'énergie cinétique absorbée par le bord d'attaque est égale à 41.181 kJ. Cette valeur équivaut à la différence entre les valeurs de l'énergie cinétique au moment  $t=0s$  (69.5 kJ) et à l'instant  $t=0.006s$  (28.319 kJ). Cette absorption énergétique est illustrée par le déclin de la courbe de l'énergie cinétique en fonction du temps. Une tendance similaire peut être observée dans l'augmentation de l'énergie interne, représentée

par la figure 2-18 et la baisse de la vitesse du projectile, représentée par la figure 2-19. D'un côté, la vitesse du projectile baisse de 278 m/s à 212.95 m/s. D'un autre côté, l'énergie interne augmente jusqu'à une valeur de 28744.07 J.

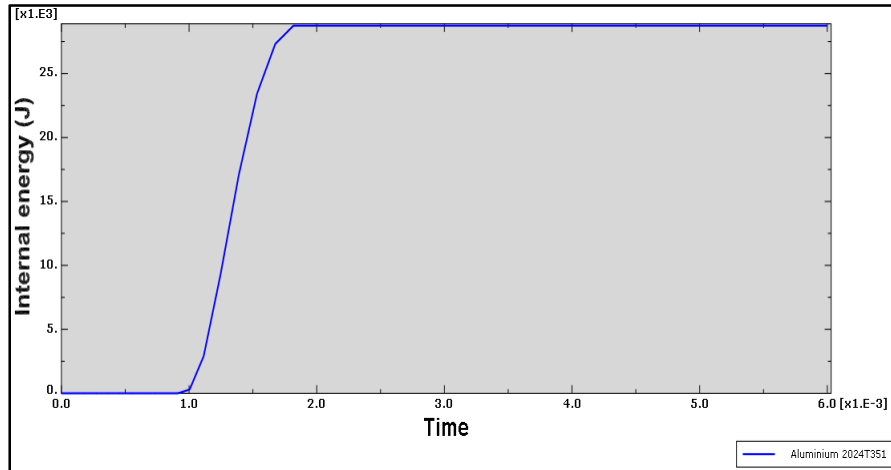


Figure 2-18 Variation de l'énergie interne du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351

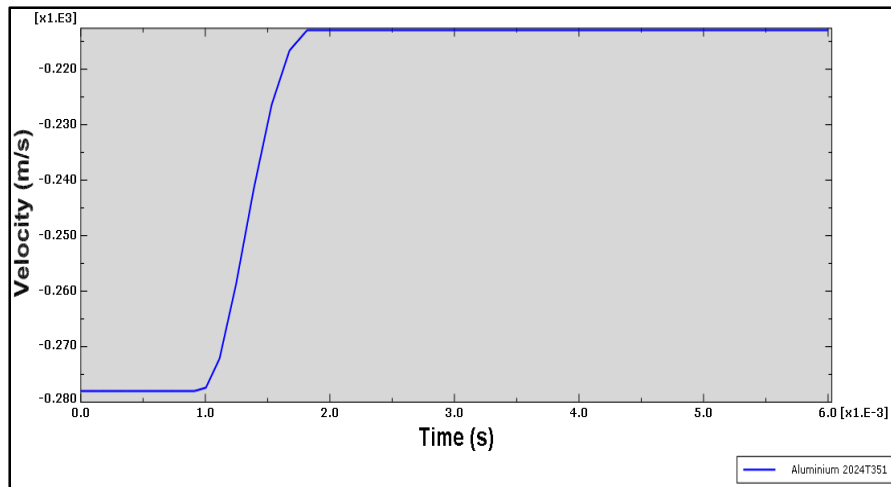


Figure 2-19 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, lors de l'impact balistique d'alliage d'aluminium 2024T351

## 2.4 Conclusion

Dans ce chapitre, l'impact à grande vitesse de 278 mètres par seconde a été résolu numériquement à l'aide du logiciel ABAQUS. De cette façon, toutes les subtilités du problème

peuvent être identifiées en pratiquant progressivement et en augmentant la difficulté de la simulation. La résultante est une simulation complète qui permet dégager les variations de plusieurs paramètres tels que la variation de la vitesse et l'évolution des énergies.

## **CHAPITRE 3**

### **REMPLACEMENT DE L'ALLIAGE D'ALUMINIUM PAR MATÉRIAUX COMPOSITES**

#### **3.1 Introduction**

L'objet de ce chapitre est de présenter une série de solutions susceptible de réduire l'endommagement du bord d'attaque après l'impact. Il se décline principalement en trois grandes parties : une section initiale est dédiée à l'introduction d'une première solution qui consiste à changer le matériau du bord d'attaque en aluminium à travers des matériaux composites unidirectionnels.

La deuxième partie du chapitre est consacrée à l'interprétation des résultats obtenus.

Finalement, à la lumière de ces derniers, une nouvelle solution potentielle est proposée. Celle-ci consiste à changer la géométrie du bord d'attaque en matériau composite tout en conservant le même poids que l'aluminium.

#### **3.2 Remplacement de l'aluminium 2024 du bord d'attaque par des matériaux composites unidirectionnels**

La solution proposée consiste à remplacer le revêtement aluminium du bord d'attaque par un autre stratifié composite unidirectionnel de huit plis et de 4 séquences de stratification :  $[0/\pm 45/90]_s$ ,  $[0/90/0/90]_s$ ,  $[0/90/\pm 45]_s$  et  $[\pm 45/\pm 45]_s$ . Les trois matériaux utilisés sont le carbone-époxy, l'E-Glass-époxy et le kevlar-époxy. Chacune des solutions est illustrée par le tableau synoptique 3-1.

Tableau 3-1 Les solutions d'amélioration du comportement structural

Solutions	Nombre des plis	Séquences de stratification	matériaux utilisés		Épaisseurs (mm)
			Plis	matériaux	
1	8	$[0/\pm 45/90]_s$	1	Carbone-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
2	8	$[0/90/0/90]_s$	1	Carbone-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
3	8	$[0/90/\pm 45]_s$	1	Carbone-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
4	8	$[\pm 45/\pm 45]_s$	1	Carbone-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125



Tableau 3-1 Les solutions d'amélioration du comportement structural (suite)

Solutions	Nombre des plis	Séquences de stratification	matériaux utilisés		Épaisseurs (mm)
			Plis	matériaux	
4	8	$[\pm 45/\pm 45]_s$	4	Carbone-époxy	0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
5	8	$[0/\pm 45/90]_s$	1	E-Glass-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
6	8	$[0/90/0/90]_s$	1	E-Glass-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
7	8	$[0/90/\pm 45]_s$	1	E-Glass-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125

Tableau 3-1 Les solutions d'amélioration du comportement structural (suite)

Solutions	Nombre des plis	Séquences de stratification	matériaux utilisés		Épaisseurs (mm)
			Plis	matériaux	
7	8	$[0/90/\pm 45]_s$	7	E-Glass-époxy	0,125
			8		0,125
8	8	$[\pm 45/\pm 45]_s$	1	E-Glass-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
9	8	$[0/\pm 45/90]_s$	1	Kevlar-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
10	8	$[0/90/0/90]_s$	1	Kevlar-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
11	8	$[0/90/\pm 45]_s$	1	Kevlar-Époxy	0,125

Tableau 3-1 Les solutions d'amélioration du comportement structural (suite)

Solutions	Nombre des plis	Séquences de stratification	matériaux utilisés		Épaisseurs (mm)
			Plis	matériaux	
11	8	$[0/90/\pm 45]_s$	2	Kevlar-époxy	0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125
12	8	$[\pm 45/\pm 45]_s$	1	Kevlar-époxy	0,125
			2		0,125
			3		0,125
			4		0,125
			5		0,125
			6		0,125
			7		0,125
			8		0,125

Dans l'optique d'aligner la recherche avec les propositions des chercheurs et les résultats du chapitre 2, il convient de garder les mêmes dimensions pour les deux modèles oiseau et bord d'attaque. En ce sens, les plis de toutes les solutions étudiées sont caractérisés par une épaisseur de 0.125 mm. Dans la même veine, les conditions aux limites ainsi que le type du maillage sont également préservés.

### 3.2.1 Analyse de l'impact balistique du carbone-époxy

Ce premier exemple vise à étudier le comportement à l'impact du carbone dans la résine époxy. Les propriétés mécaniques du carbone-époxy sont indiquées dans le tableau 2-1. Une analyse dynamique explicite est effectuée pour les 4 séquences de stratification énumérées dans le

tableau 3-1. Finalement, la variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, pour les séquences de couches 1 à 4, est représentée sur la figure 3-1.

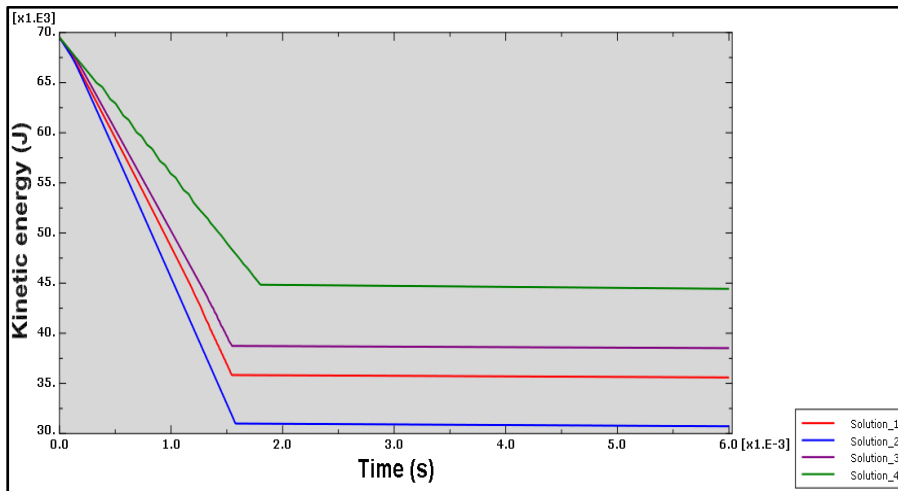


Figure 3-1 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy

La figure 3-1 met en évidence la variation de l'énergie cinétique absorbée par le bord d'attaque en carbone-époxy. Les valeurs de l'énergie cinétique absorbée par les solutions 1, 2, 3 et 4 sont égales à 33.904, 38.775, 30.983 et 25.859 kJ, respectivement. Ces valeurs équivalent à la différence entre les valeurs de l'énergie cinétique au moment  $t=0s$  (69.5 kJ) et à l'instant  $t=0.006s$  (35.596, 30.725, 38.517 et 43.641 kJ).

Concrètement, l'absorption d'énergie cinétique est illustrée par la diminution des courbes d'énergie cinétique avec le temps. La solution 2 témoigne d'une meilleure efficacité que les autres solutions proposées étant donné qu'elle s'apparente à une meilleure absorption d'énergie cinétique. La solution, d'un autre côté, 4 est celle qui absorbe le moins d'énergie cinétique. Les solutions 1 et 3 se situent au milieu.

En outre, le carbone-époxy présente de meilleures caractéristiques d'impact, du point de vue de l'énergie cinétique absorbée, lorsqu'il est empilé symétriquement dans la séquence [0/90/0/90]. La valeur de l'absorption d'énergie équivaut à 38.775 kJ.

Une tendance similaire peut être observée avec la courbe de la variation de l'énergie interne, représentée par la figure 3-2 et celle de la vitesse du projectile, représentée par la figure 3-3. En effet, la vitesse du projectile baisse de 278 m/s à 217.28 m/s. Pendant ce temps, l'énergie interne augmente jusqu'à atteindre son maximum à 27.065 kJ.

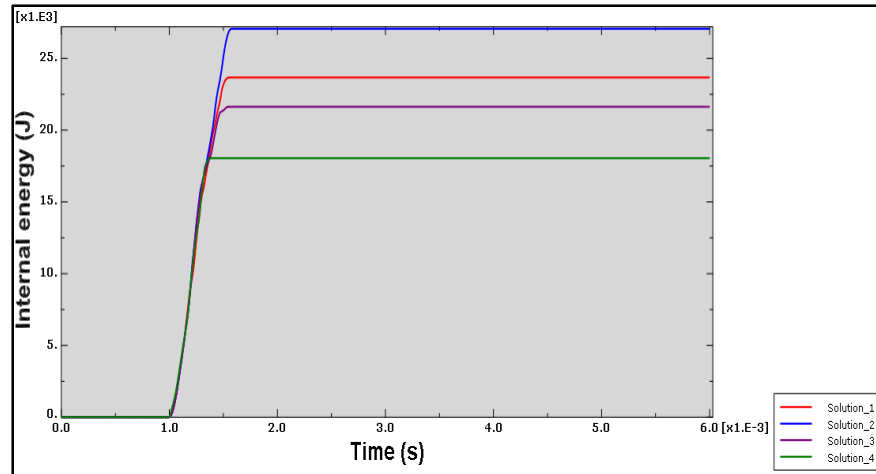


Figure 3-2 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy

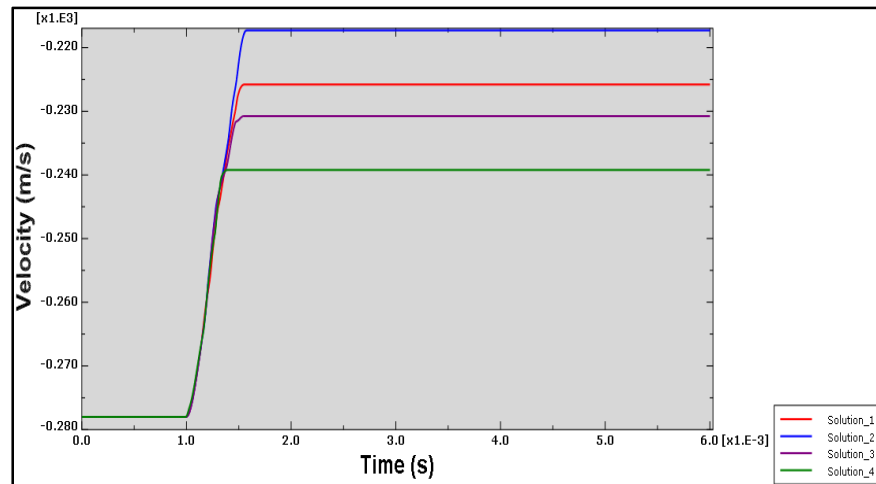
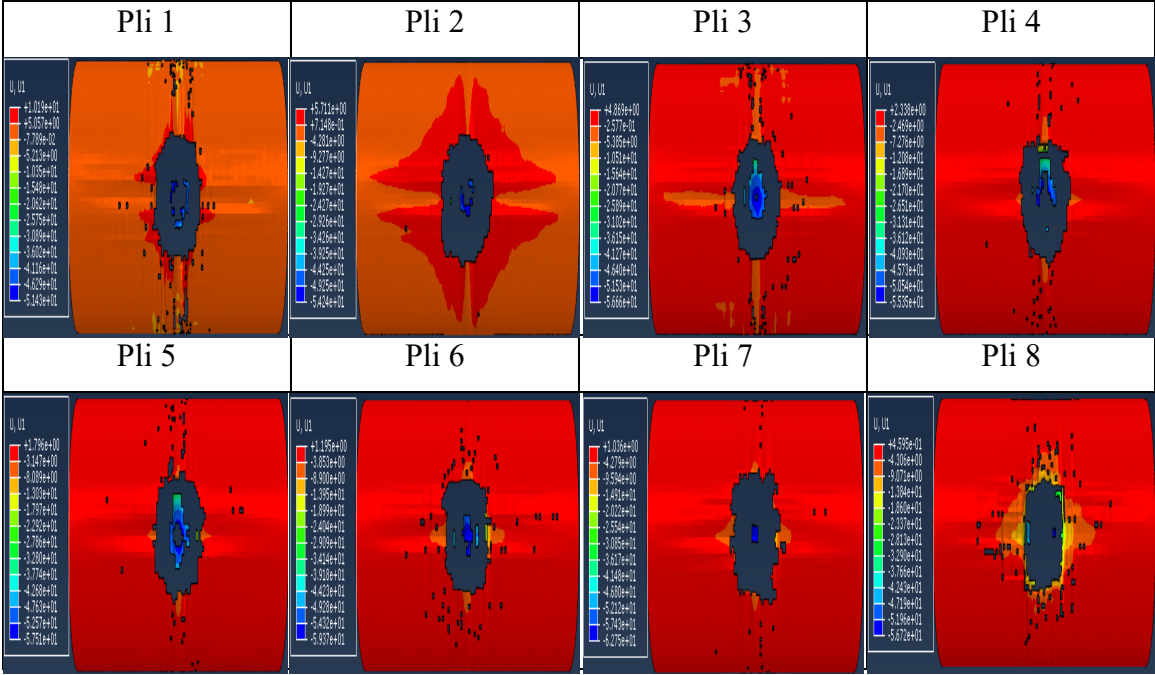


Figure 3-3 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du carbone-époxy

Le déplacement et la répartition des contraintes dans chaque couche de cette configuration en angle sont représentés dans les tableaux 3-2 et 3-3, respectivement.

Tableau 3-2 Diagramme de déplacement du carbone-époxy pour les couches 1 à 8 de la configuration en angle [0/90/0/90]<sub>s</sub>

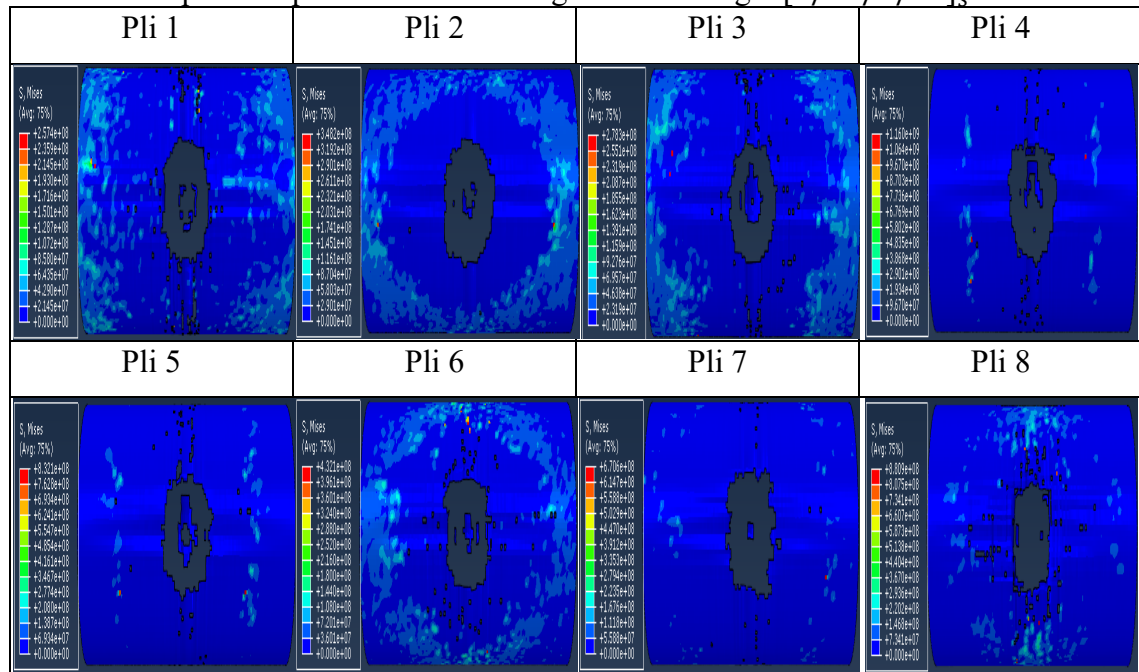


Telle qu’illustrée dans les deux tableaux 3-2 et 3-3, la taille du trou fait par le modèle d’oiseau diminue progressivement entre la première et la 6e couche. Cela est dû à la déformation conique et de la compression, à la fois dans le plan et hors plan. Toutefois, la taille des trous augmente dans la 7e et la 8e couche.

Avec l’avancement du modèle d’oiseau dans le bord d’attaque, l’épaisseur du matériau non perforé, c’est-à-dire le matériau qui demeure en avant du projectile diminue. Il en résulte concrètement une réduction dans la capacité de déformation de ce matériau restant.

Par conséquent, le modèle d’oiseau avancé subira une résistance décroissante pour séparer le pli non perforé du reste des plis. Cela se traduit par une augmentation des délaminations sur la face arrière du bord d’attaque stratifié en carbone-époxy.

Tableau 3-3 Diagramme de la répartition des contraintes du carbone-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle  $[0/90/0/90]_s$



### 3.2.2 Analyse de l'impact balistique de l'E-glass-époxy

Cette section présente les résultats de l'étude du comportement à l'impact de l'E-Glass dans la résine époxy. Les propriétés mécaniques de l'E-Glass-époxy sont indiquées dans le tableau 3-4. Une analyse dynamique explicite est effectuée pour les 4 séquences de stratification énumérées dans le tableau 3-1.

Les mêmes critères d'analyses que l'exemple précède sont retenus. Concrètement, l'efficacité des solutions proposées est déterminée en fonction de la variation de l'énergie cinétique absorbée par le bord d'attaque, la variation de l'énergie interne du bord d'attaque, et l'évolution de la vitesse du projectile avec le temps. Les trois figures de courbes de variations sont illustrées respectivement dans les figures 3-4, 3-5 et 3-6.

Tableau 3-4 Propriété mécanique de l'E-glass-époxy  
(ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003)

Les propriétés élastiques		Les propriétés de résistance	
$E_{11}$ (MPa)	38000	$X_{1t}$ (MPa)	1050
$E_{22}$ (MPa)	8270	$X_{1c}$ (MPa)	690
$E_{33}$ (MPa)	8270	$X_{2t}$ (MPa)	55
$G_{12}$ (MPa)	4140	$X_{2c}$ (MPa)	140
$G_{13}$ (MPa)	4140	$X_{3t}$ (MPa)	275
$G_{23}$ (MPa)	4000	$X_{3c}$ (MPa)	275
$\nu_{12}$	0,25	$S_{12}$ (MPa)	70
$\nu_{13}$	0,25	$S_{13}$ (MPa)	80
$\nu_{23}$	0,27	$S_{23}$ (MPa)	60
Densité (kg/m <sup>3</sup> )		1900	

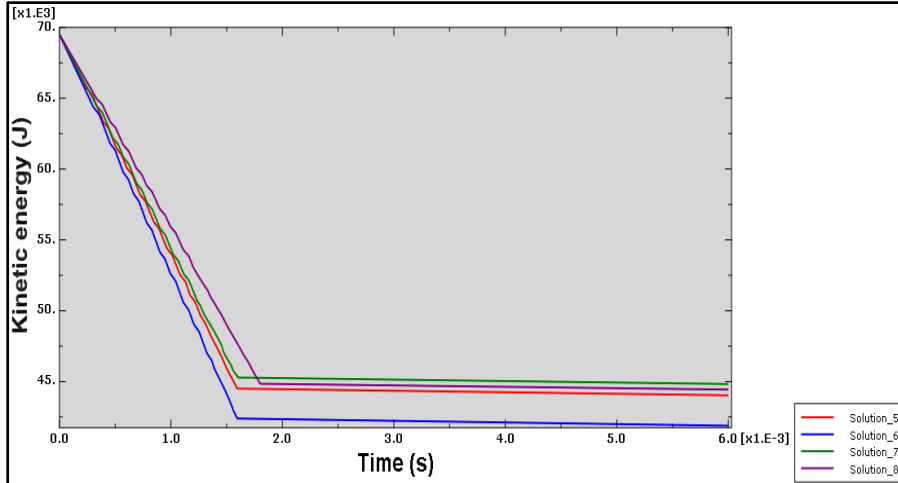


Figure 3-4 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps,  
dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.

Les courbes de la variation de l'énergie cinétique absorbée par le bord d'attaque en E-Glass-époxy montrent que les valeurs de l'énergie cinétique absorbée par les solutions 5, 6, 7 et 8 sont égales à 25.47, 27.619, 24.674 et 25.066 kJ, respectivement. Ces valeurs équivalent à la différence entre les valeurs de l'énergie cinétique au moment  $t=0$ s (69.5 kJ) et à l'instant  $t=0.006$ s (44.03, 41.881, 44.826 et 44.434 kJ). Concrètement, l'absorption énergétique est



illustrée par les déclin des courbes de l'énergie cinétique en fonction du temps. Tandis que la solution 6 absorbe le plus d'énergie cinétique, cette valeur demeure presque identique pour le reste des solutions. En ce sens, il est possible d'avancer que l'E-Glass-époxy présente de meilleures caractéristiques d'impact lorsqu'il est empilé symétriquement dans la séquence [0/90/0/90], avec une valeur d'absorption est de 27.619 kJ.

Une tendance similaire peut être observée dans l'augmentation de l'énergie interne, représentée par la figure 3-5 et la baisse de la vitesse du projectile, représentée par la figure 3-6. D'un côté, la vitesse du projectile baisse de 278 m/s à 236.35 m/s. D'un autre côté, l'énergie interne augmente jusqu'à une valeur de 19.278 kJ.

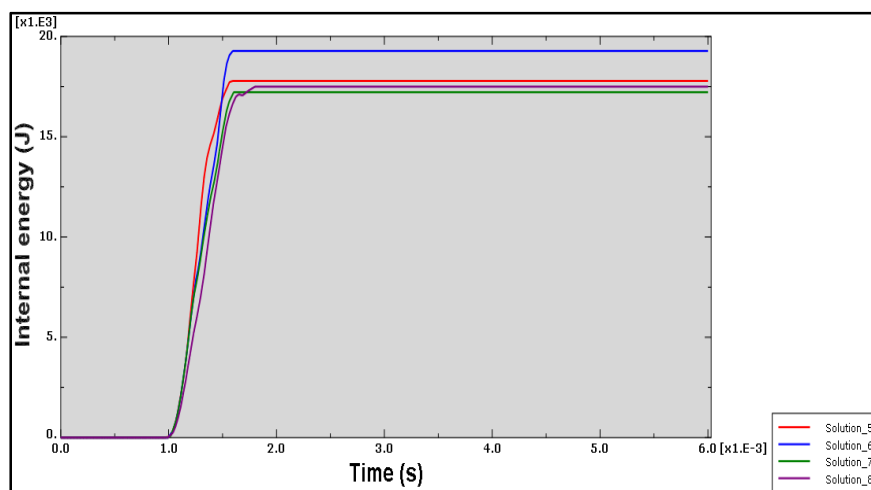


Figure 3-5 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.

Les tableaux 3-5 et 3-6 illustrent le déplacement et la répartition des contraintes dans chaque couche de cette configuration en angle. Les résultats de ses derniers sont sensiblement similaires à ceux de la première expérience. En effet, la diminution et l'augmentation de la taille du trou autour de l'élément de frappe sur l'E-Glass-époxy sont quasi-identiques que le carbone-époxy, et ce dans les différents plis d'empilage.

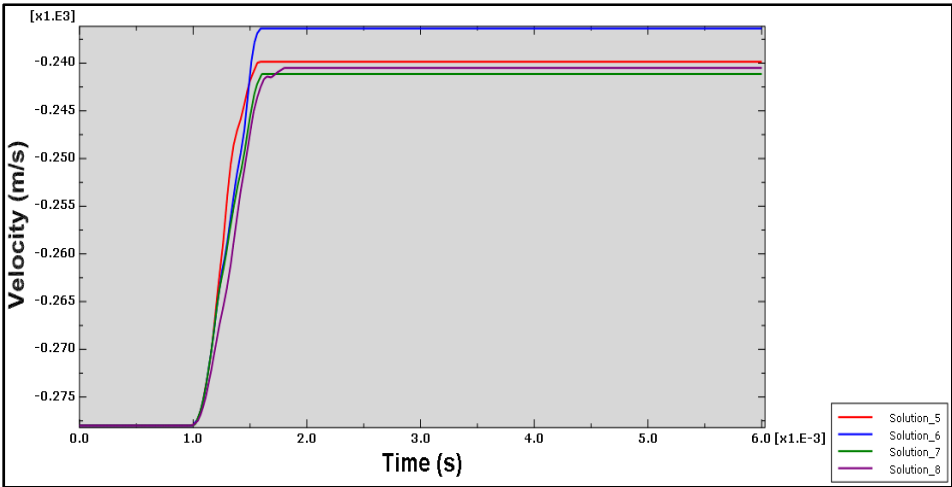


Figure 3-6 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique de l'E-Glass-époxy.

Tableau 3-5 Diagramme de déplacement de l'E-Glass-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle  $[0/90/0/90]_s$

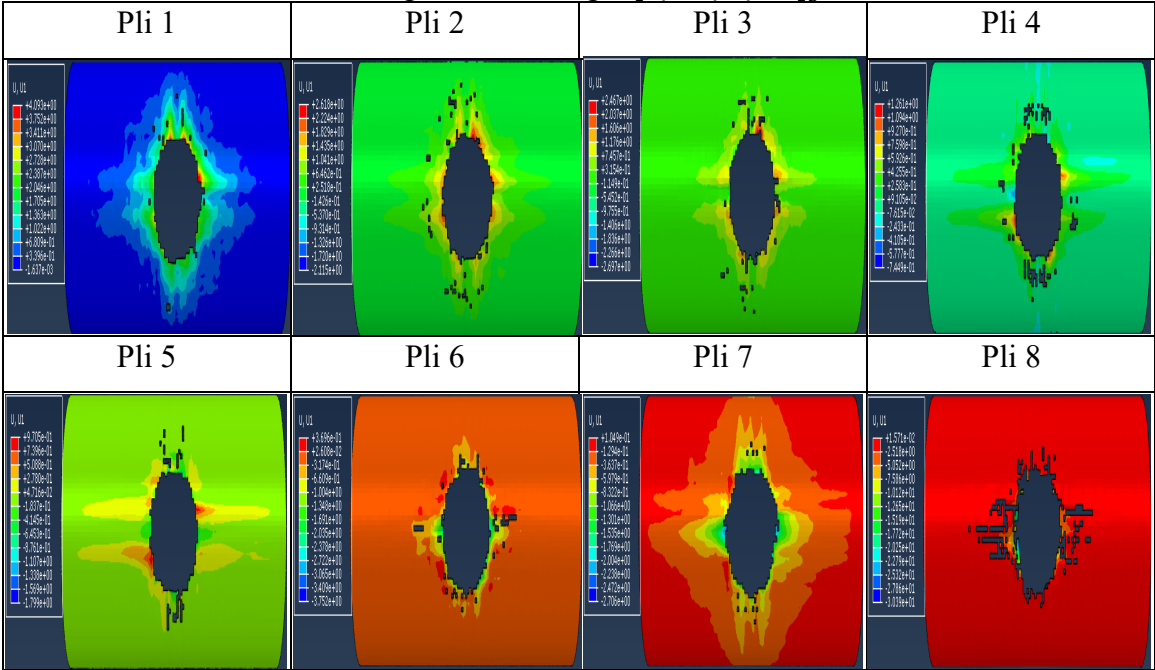
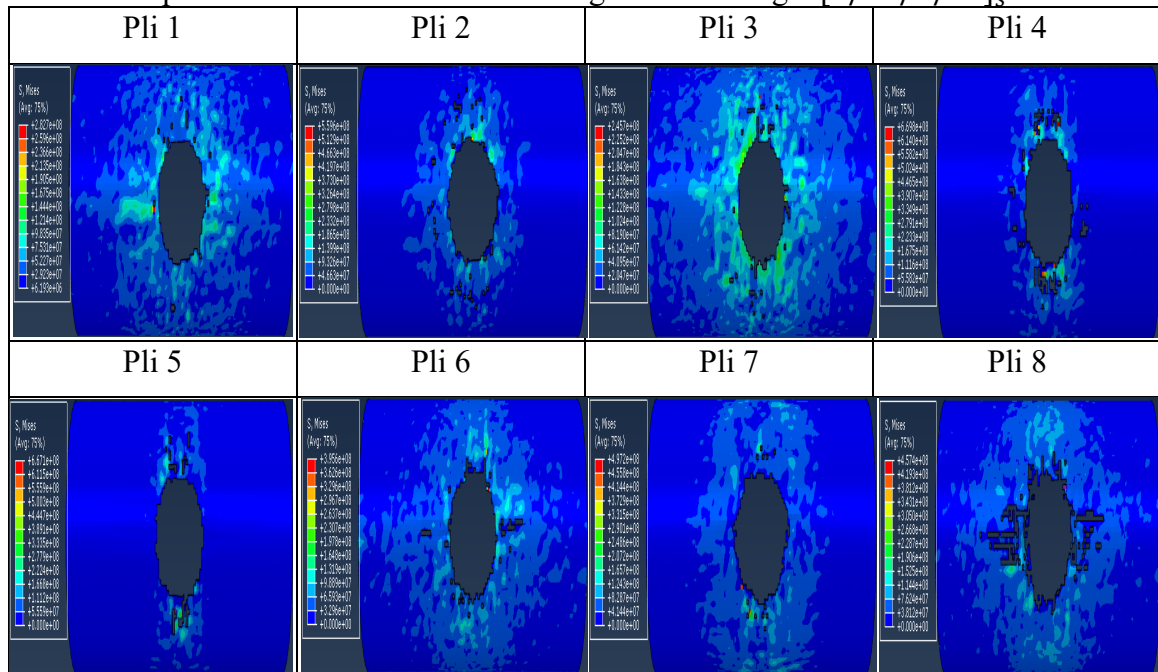


Tableau 3-6 Diagramme de la répartition des contraintes de l'E-Glass-époxy pour les couches 1 à 8 de la configuration en angle  $[0/90/0/90]_s$



### 3.2.3 Analyse de l'impact balistique du kevlar-époxy

La même expérience est effectuée sur comportement à l'impact du kevlar dans la résine époxy. Les propriétés mécaniques du kevlar-époxy sont indiquées dans le tableau 3-7. Une analyse dynamique explicite est effectuée pour les 4 séquences de stratification énumérées dans le tableau 3-1.

La variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, pour les séquences de couches 1 à 4, est représentée sur la figure 3-7.

Les valeurs de l'énergie cinétique absorbée par les solutions 9, 10, 11 et 12 sont égales à 30.495, 36.008, 30.687 et 26.247 kJ, respectivement. Ces valeurs équivalent à la différence entre les valeurs de l'énergie cinétique au moment  $t=0s$  (69.5 kJ) et à l'instant  $t=0.006s$  (39.005, 33.492, 38.813 et 43.253 kJ). L'absorption énergétique est illustrée par le déclin des courbes de l'énergie cinétique en fonction du temps. La solution 10 absorbe le plus d'énergie cinétique.

La solution 12 est celle qui en absorbe le moins, et les solutions 9 et 11 se trouvant au milieu avec des valeurs quasi égales.

Tableau 3-7 Propriété mécanique du kevlar-époxy  
(ACP, 2012; Jones, 1998; Reddy, 2003)

Densité (kg/m <sup>3</sup> )	Les propriétés élastiques		Les propriétés de résistance	
1400	E <sub>11</sub> (MPa)	190000	X <sub>1t</sub> (MPa)	3100
	E <sub>22</sub> (MPa)	14000	X <sub>1c</sub> (MPa)	500
	E <sub>33</sub> (MPa)	14000	X <sub>2t</sub> (MPa)	150
	G <sub>12</sub> (MPa)	7500	X <sub>2c</sub> (MPa)	1800
	G <sub>13</sub> (MPa)	7500	X <sub>3t</sub> (MPa)	600
	G <sub>23</sub> (MPa)	5000	X <sub>3c</sub> (MPa)	600
	$\nu_{12}$	0,3	S <sub>12</sub> (MPa)	250
	$\nu_{13}$	0,3	S <sub>13</sub> (MPa)	320
	$\nu_{23}$	0,45	S <sub>23</sub> (MPa)	200

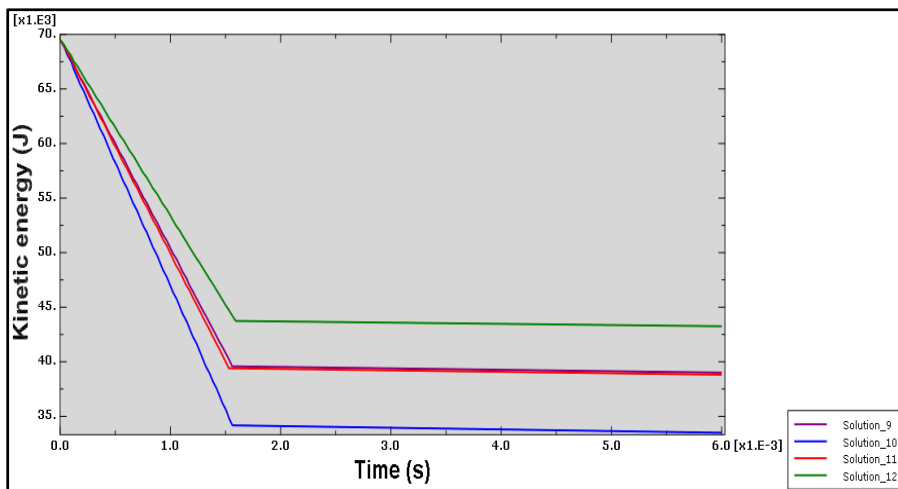


Figure 3-7 Variation de l'énergie cinétique du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy

Ainsi, le kevlar-époxy présente de meilleures caractéristiques d'impact lorsqu'il est empilé symétriquement dans la séquence [0/90/0/90], avec une valeur d'absorption est de 30.495 kJ. Une tendance similaire peut être observée dans l'augmentation de l'énergie interne,

représentée par la figure 3-8 et la baisse de la vitesse du projectile, représentée par la figure 3-9. D'un côté, la vitesse du projectile baisse de 278 m/s à 231.27 m/s. D'un autre côté, l'énergie interne augmente jusqu'à une valeur de 21.419 kJ.

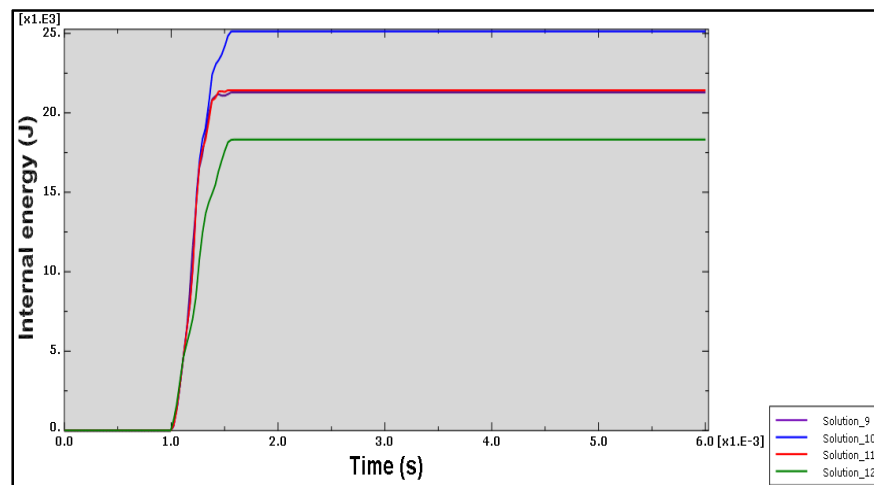


Figure 3-8 Variation de l'énergie interne des stratifiés avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy

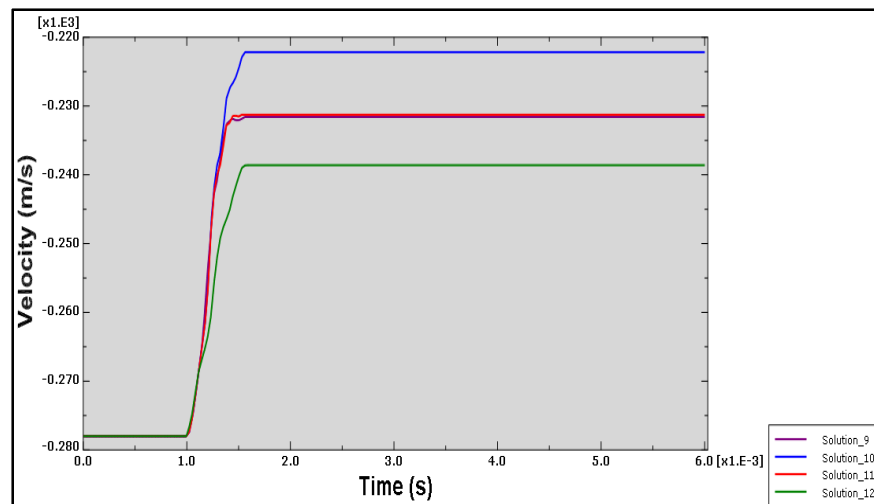


Figure 3-9 Variation de la vitesse du projectile avec le temps, dans l'impact balistique du kevlar-époxy

Tableau 3-8 Diagramme de déplacement du kevlar-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle  $[0/90/0/90]_s$

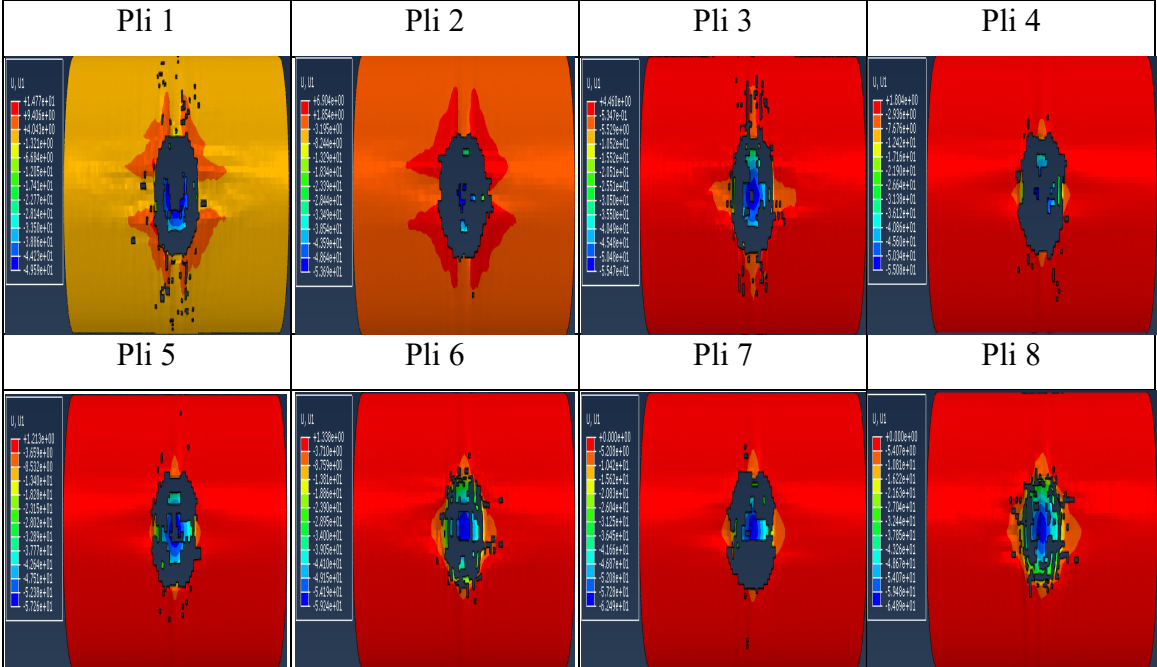
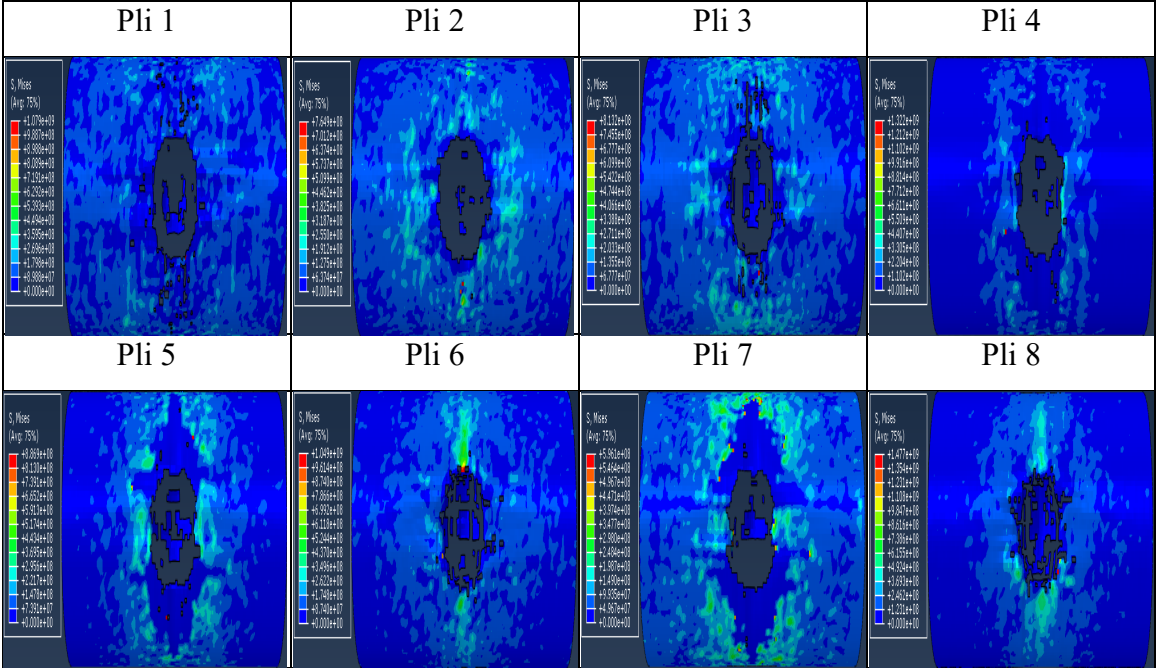


Tableau 3-9 Diagramme de la répartition des contraintes du kevlar-époxy pour les plis 1 à 8 de la configuration en angle  $[0/90/0/90]_s$



Pour ce qui est du déplacement (tableau 3-8) et de la répartition des contraintes (tableau 3-9) dans chaque couche de cette configuration en angle, ces derniers révèlent des résultats similaires aux deux premières expériences.

En ce sens, les mêmes variations sur la taille du trou autour de l'élément de frappe dans les différents plis peuvent être observées tant pour le kevlar-époxy que l'E-Glass-époxy et le carbone-époxy.

### **3.3 Interprétation des résultats**

Les expériences précédentes montrent que la séquence d'empilage [0/90/0/90] témoigne d'un maximum d'efficacité pour chacun des matériaux utilisés. En effet, chacun du carbone-époxy, de l'E-glass-époxy et du kevlar-époxy présente de meilleures caractéristiques d'impact lorsqu'ils sont empilés symétriquement de [0/90/0/90].

Les prochaines sous-sections servent à comparer les efficacités des solutions proposées face à l'aluminium. Les critères de comparaison retenus sont notamment l'absorption de l'énergie cinétique du projectile par le bord d'attaque, l'augmentation de l'énergie interne du bord, et la vitesse perdue du projectile.

#### **3.3.1 Absorption de l'énergie cinétique**

Sachant que le bord d'attaque en alliage d'aluminium a absorbé 41.181 kJ d'énergie cinétique, l'efficacité des solutions proposées est discutée en fonction de la capacité des matériaux à absorber plus de 41.181 kJ. Concrètement, il convient de juxtaposer les valeurs d'absorptions d'énergies cinétiques calculées durant chaque expérience. Ce contraste entre les expériences est présenté par le tableau 3-10 et le diagramme 3-10.

La capacité d'absorption de l'énergie cinétique varie d'une expérience à une autre. La première ligne du tableau (à laquelle correspond la première colonne du diagramme) fait référence à

l'absorption d'énergie par l'alliage d'aluminium 2024T351. Les lignes subséquentes illustrent la performance à l'impact des autres solutions proposées au début du chapitre (tableau 3-1).

Tableau 3-10 Absorption d'énergie cinétique pour chaque expérience

Expériences	Énergie cinétique absorbée par l'expérience (kJ)		
	$t_0 = 0 \text{ s}$	$t_f = 0,006 \text{ s}$	Valeur absorbée
Aluminium 2024T351	69,5	28,319	41,181
Solution 1	69,5	35,596	33,904
Solution 2	69,5	30,725	38,775
Solution 3	69,5	38,517	30,983
Solution 4	69,5	43,641	25,859
Solution 5	69,5	44,03	25,47
Solution 6	69,5	41,88	27,62
Solution 7	69,5	44,826	24,674
Solution 8	69,5	44,434	25,066
Solution 9	69,5	39,005	30,495
Solution 10	69,5	33,492	36,008
Solution 11	69,5	38,813	30,687
Solution 12	69,5	43,253	26,247

Parmi les solutions d'amélioration du comportement structural proposée, la valeur maximale d'énergie absorbée est observée à la 2<sup>e</sup> expérience. Celle-ci correspond au bord d'attaque en carbone-époxy empilé symétriquement [0/90/0/90]. Toutefois, il convient de mentionner que la performance de ce matériau est inférieure à l'alliage d'aluminium 2024T351.



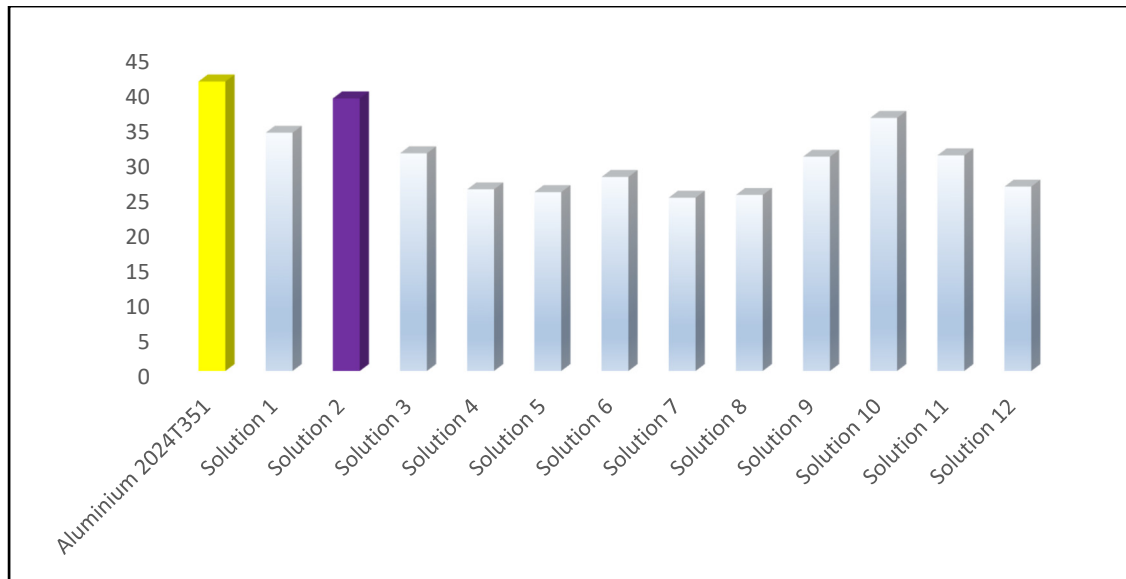


Figure 3-10 Diagramme représentatif de la valeur d'absorption d'énergie cinétique pour chaque expérience.

### 3.3.2 Augmentation de l'énergie interne

La variation de l'énergie interne d'un stratifié permet de mesurer la résistance et de comparer les comportements à l'impact entre plusieurs matériaux. Le principe étant relativement simple, celui-ci stipule que plus un bord d'attaque est résistant, plus l'énergie interne est importante. En ce sens, les solutions à envisager doivent exprimer une énergie interne supérieure à celle du bord d'attaque en aluminium, qui est de 28 744 kJ.

Le tableau 3-11 met en évidence les valeurs de l'énergie interne correspondantes à chacune des solutions étudiées. Ces valeurs sont le résultat d'une série de simulations effectuées sur chaque matériau proposé.

La première ligne du tableau 3-11 (correspondant à la première série du diagramme 3-11) fait référence à l'énergie interne pour l'alliage d'aluminium 2024T351. Les lignes suivantes illustrent l'impact sur les performances des autres solutions proposées au début de ce chapitre (tableau 3-1).

Tableau 3-11 Énergie interne pour chaque expérience

Solutions	Énergie interne (kJ)
<b>Aluminium 2024T351</b>	<b>28,744</b>
Solution 1	23,655
Solution 2	27,065
Solution 3	21,626
Solution 4	18,049
Solution 5	17,778
Solution 6	19,278
Solution 7	17,222
Solution 8	17,496
Solution 9	21,285
Solution 10	25,134
Solution 11	21,419
Solution 12	18,32

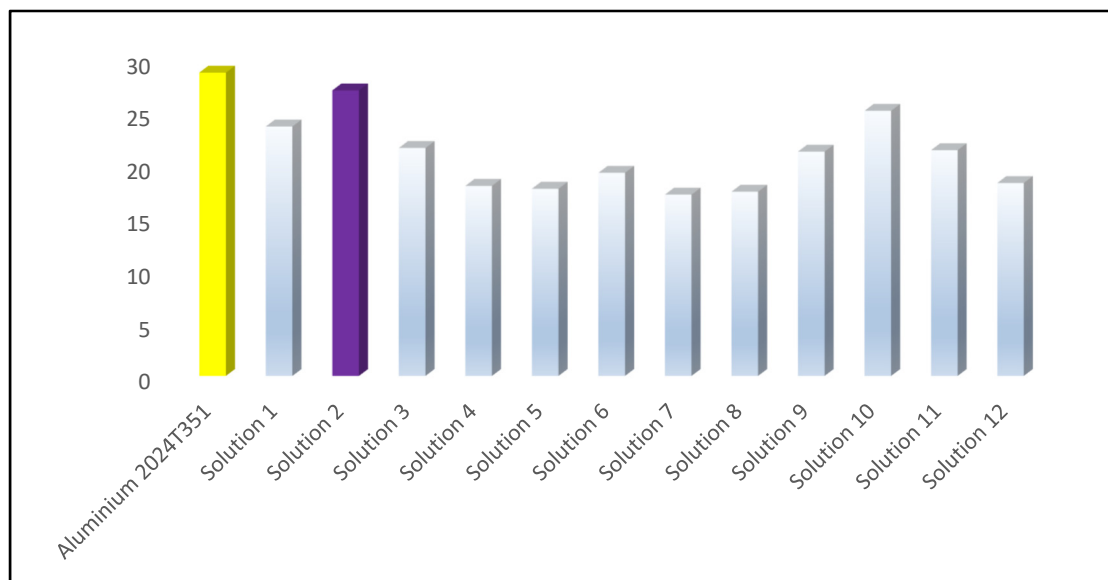


Figure 3-11 Diagramme représentatif de la valeur d'augmentation d'énergie interne par chaque expérience.

Dans les solutions proposées pour améliorer les performances structurelles, la valeur d'énergie interne maximale a été observée dans la deuxième expérience. Cela correspond au bord d'attaque en carbone-époxy empilée symétriquement [0/90/0/90]. Cependant, il convient de noter que les performances de ce matériau demeurent inférieures à celles de l'alliage d'aluminium 2024T351.

### 3.3.3 Vitesse perdue du projectile

Lors de son impact balistique avec le bord d'attaque en alliage d'aluminium 2024T351, le projectile a perdu 56.05 m/s de sa vitesse. Étant donné que la résistance du bord d'attaque est proportionnelle à la perte de vitesse du projectile, il s'avère logique de considérer que la solution optimale est celle qui renvoie à une perte de vitesse supérieure à celle du matériau de référence, soit plus 56.05 m/s.

Le tableau 3-12 met en contraste les vitesses perdues du projectile pour chaque simulation. La première ligne (correspondant à la première colonne de la figure 3-12) fait référence à la valeur de la vitesse du projectile perdue pour l'alliage d'aluminium 2024T351. Les lignes subséquentes illustrent l'impact sur les performances des autres solutions proposées au début de ce chapitre (tableau 3-1).

Du point de vue de la vitesse, l'aluminium s'avère plus performant que toute autre solution. En effet, celui-ci maximise la perte de vitesse, tel qu'indiqué dans le diagramme 3-12. Cependant, il convient également de mentionner que le carbone-époxy, empilé symétriquement [0/90/0/90], réduit davantage la vitesse du projectile que les autres solutions en composite. Ce résultat vient corroborer les conclusions tirées à partir des deux critères de comparaison précédents.

Tableau 3-12 Influence de chaque solution sur la vitesse du modèle d'oiseau

Solutions	Vitesse du modèle d'oiseau (m/s)		
	$t_0 = 0 \text{ s}$	$t_f = 0,006 \text{ s}$	Vitesse perdue
Aluminium 2024T351	278	212,95	65,05
Solution 1	278	225,81	52,19
Solution 2	278	217,28	60,72
Solution 3	278	230,77	47,23
Solution 4	278	239,23	38,77
Solution 5	278	239,86	38,14
Solution 6	278	236,35	41,65
Solution 7	278	241,14	36,86
Solution 8	278	240,51	37,49
Solution 9	278	231,59	46,41
Solution 10	278	222,16	55,84
Solution 11	278	231,27	46,73
Solution 12	278	238,6	39,4

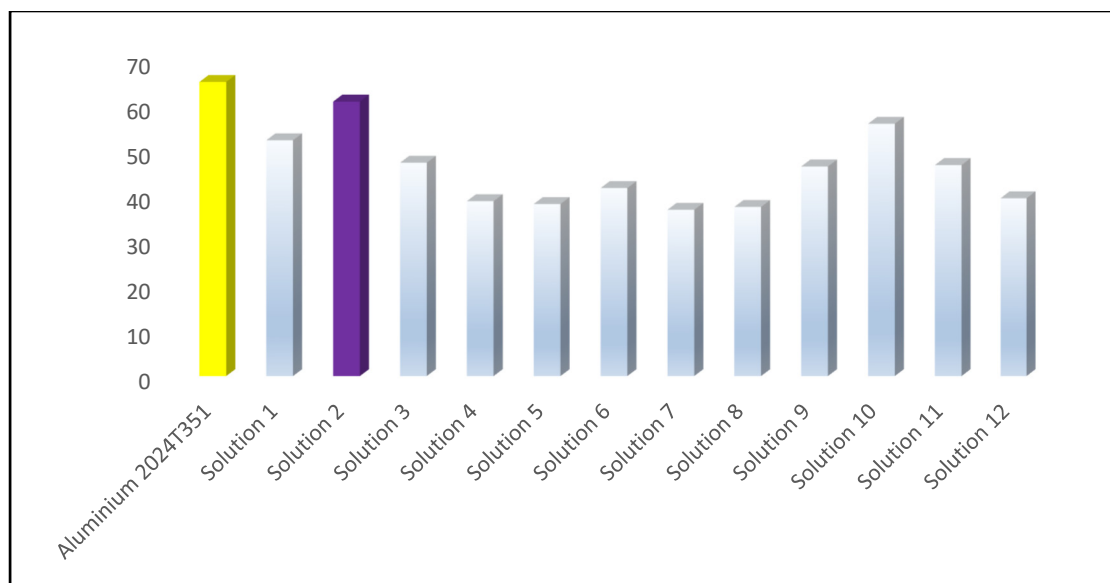


Figure 3-12 Diagramme représentatif de la valeur de la vitesse du projectile perdue par chaque expérience.

Ce résultat corrobore les conclusions des deux critères de comparaison précédents.

À la lumière de ces derniers, une nouvelle solution potentielle est proposée. Celle-ci consiste à changer la géométrie du bord d'attaque en matériau composite tout en conservant le même poids que l'aluminium.

### **3.4 Modification de la géométrie du bord d'attaque en matériaux composites unidirectionnels suite à une estimation du poids.**

L'objectif de cette partie est d'analyser le comportement structural et de proposer des alternatives potentielles. Pour ce faire, une série d'expériences sont réalisées en tenant compte du poids entre l'alliage d'aluminium et les matériaux composites.

Le poids d'un objet se définit comme étant la force avec laquelle la Terre (ou les autres astres) nous attire vers elle. L'unité de cette force est le newton (N). La formule du poids est donnée par 3.1.

$$P = m . g \quad (3.1)$$

Où P, m et g représentent le poids, la masse en kg et l'intensité du champ gravitationnel d'une planète en N/kg, respectivement. Cette formule est similaire à la force gravitationnelle agissant sur un corps à l'aide du champ gravitationnel. La masse étant universelle est la même partout dans l'Univers. C'est donc le poids qui varie. En effet, les astronautes qui sont allés sur la Lune se sentaient plus légers, car leur poids avait diminué en raison de la force d'attraction de la Lune qui est plus faible que celle de la Terre. Toutefois, leur masse n'avait pas changé, car ils sont composés de la même quantité de matière sur Terre ou sur la Lune. Concrètement, l'estimation du poids devient une estimation de la masse.

La formule 3.2 présente la masse en fonction de la masse volumique et du volume.

$$m = \rho . V \quad (3.2)$$

Les densités des matériaux : alliage d'aluminium 2024T351, carbone-époxy, E-Glass-époxy et kevlar-époxy sont constantes. Leurs valeurs respectives sont de l'ordre de 1800, 1900 et 1400 kg/m<sup>3</sup>.

Le modèle du bord d'attaque étudié est sous la forme d'un demi-cylindre creux avec L=583mm, R=137.48mm et r=136.48mm. La formule du volume d'un demi-cylindre creux est donnée par 3.3.

$$V = \frac{\pi (R^2 - r^2)}{2} \quad (3.3)$$

Une modification au niveau du volume du bord d'attaque en matériaux composites s'impose pour atteindre la même masse du bord d'attaque en alliage d'aluminium 2024T351 qui égale à 0.69495104 kg. Le tableau 3-13 montre les valeurs de la masse pour chaque matériau.

Tableau 3-13 Masse du bord d'attaque pour chaque matériau

matériau	Surface (mm <sup>3</sup> )	Densité (kg/m <sup>3</sup> )	Masse (kg)
Aluminium 2024T351	250884,852	2770	0,69495104
carbone-époxy		1800	0,45159273
E-Glass-époxy		1900	0,47668122
Kevlar-époxy		1400	0,35123879

La masse du bord d'attaque en carbone-époxy correspond à 65% de celle d'alliage d'aluminium 2024T351. Par contre, les masses du bord d'attaque en E-Glass-époxy et Kevlar-époxy correspondent à 68% et 50%, respectivement, de celle en aluminium. Ces différences sont illustrées dans le diagramme 3-13.

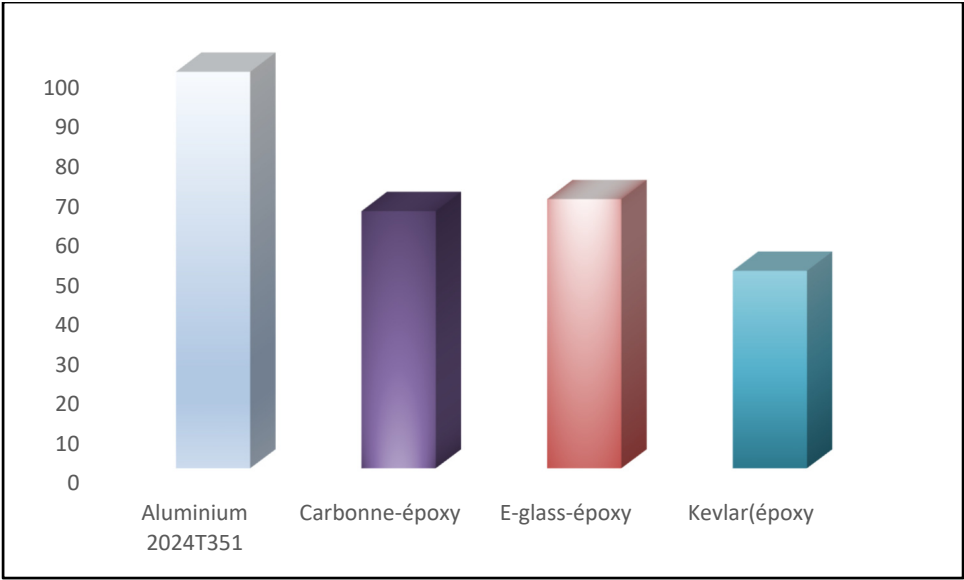


Figure 3-13 Différence en masse entre les quatre matériaux

Il convient, dans un premier temps, de procéder à la modification du volume du bord d’attaque au niveau de l’épaisseur ( $R^2 - r^2$ ). La procédure est ensuite appliquée sur longueur L du bord d’attaque.

3.4.1 Analyse d’impact balistique suite à une modification d’épaisseur

Le tableau 3-14 montre la modification nécessaire au niveau d’épaisseur du bord d’attaque en matériaux composites pour que la masse soit identique à celle de l’aluminium.

Tableau 3-14 Modification au niveau d'épaisseur du bord d'attaque

matériau	R (mm)	r (mm)	Épaisseur (mm)
carbone-époxy	137,48	135,941061	1,54193904
E-Glass-époxy	137,48	136,022651	1,46034858
Kevlar-époxy	137,48	135,497284	1,98571593

L’étude du comportement à l’impact est réalisée sur le carbone, l’E-Glass et le kevlar dans la résine époxy, et ce aux 4 différentes séquences d’empilage énumérées dans le tableau 3-1. Les valeurs de la vitesse perdue correspondant à chacune des solutions proposées sont présentées dans le tableau 3-15.

Tableau 3-15 Résultats des expériences

Expériences	Vitesse perdue (m/s)
Solution 1	55,65
Solution 2	57,64
Solution 3	57,44
Solution 4	29,53
Solution 5	33,78
Solution 6	39,62
Solution 7	32,36
Solution 8	30,09
Solution 9	32,56
Solution 10	37,65
Solution 11	37,76
Solution 12	28,37

Sur les trois matériaux étudiés, le carbone-époxy représente la meilleure solution du point de vue de la vitesse du projectile. En effet, celui-ci enregistre une baisse de vitesse de 57.64 m/s. Les diminutions respectives de la vitesse pour l'E-Glass et le kevlar dans la résine époxy sont de l'ordre de 39.62 m/s et 37.76 m/s.

Suite à la mise à niveau de la masse, il convient de noter que les matériaux de carbone-époxy et du verre/époxy présentent de meilleures caractéristiques d'impact lorsqu'ils sont empilés dans la séquence  $[0/90/0/90]_s$ . Quant au kevlar-époxy, celui-ci devient optimal sur la séquence d'empilage symétrique  $[0/90/\pm 45]$ .

Ces résultats diffèrent de ceux de la partie 3.2, où l'épaisseur du bord d'attaque est maintenue à 1 mm. Concrètement, la disparité entre les deux résultats illustre l'influence de l'épaisseur sur le comportement des matériaux face à l'impact.

Le contraste entre la vitesse perdue par l'alliage d'aluminium 2024T351 et celles perdues par les solutions proposées est illustré dans le diagramme 3-14. La première série du schéma où la



perte de la vitesse est maximisée s'apparente à l'aluminium. Concrètement, aucune des solutions proposées ne répond aux critères d'efficacité.

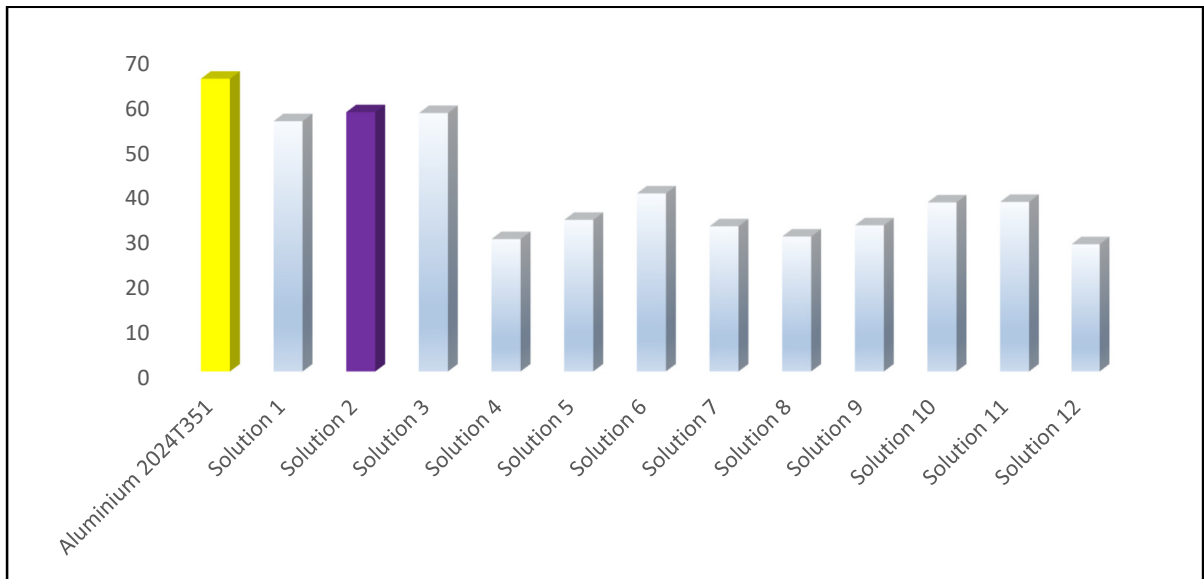


Figure 3-14 Contraste des expériences en termes de la vitesse perdue du projectile suite à une modification d'épaisseur

### 3.4.2 Analyse d'impact balistique suite à une modification de la longueur

Afin de régulariser la masse, une deuxième solution consiste à modifier la longueur du bord d'attaque en matériaux composites. La mise à niveau nécessaire pour chaque matériau est présentée dans le tableau 3-16.

L'étude du comportement à l'impact, du carbone, de l'E-Glass et du kevlar dans la résine époxy, et ce à 4 différentes séquences d'empilage, permet de calculer les valeurs de perte de vitesse illustrées dans le tableau 3-17.

Tableau 3-16 Modification au niveau de la longueur du bord d'attaque

matériau	Longueur (mm)
carbone-époxy	894,499
E-Glass-époxy	847,42
Kevlar-époxy	1150,07

Tableau 3-17 Résultats des expériences

Expériences	vitesse perdue (m/s)
Solution 1	50,45
Solution 2	60,93
Solution 3	51,19
Solution 4	36,08
Solution 5	34,87
Solution 6	43,56
Solution 7	38,76
Solution 8	36,03
Solution 9	36,58
Solution 10	41,55
Solution 11	36,94
Solution 12	31,12

Sur les trois matériaux étudiés, le carbone-époxy représente la meilleure solution. Celui-ci diminue la vitesse du projectile de 60.93 m/s. Les deux autres matériaux, d'un autre côté, enregistrent des baisses respectives de 43.56 m/s et 41.55 m/s.

Ainsi, les trois matériaux composites présentent de meilleures caractéristiques d'impact lorsqu'ils sont empilés dans la séquence  $[0/90/0/90]_s$ . Ces résultats sont identiques à ceux de la partie 3.2, où la longueur du bord d'attaque est égale à 583mm. Toutefois, il est possible de remarquer que plus la longueur du bord d'attaque est grande, plus il sera rigide. Cela reflète en outre l'influence de la longueur sur le comportement des matériaux face à l'impact.

Les vitesses perdues par chaque solution sont illustrées par le diagramme 3-15. Ce dernier reflète clairement l'efficacité de l'alliage d'aluminium 2024T351 par rapport aux autres solutions. Concrètement, il est possible de remarquer que même avec l'estimation de la masse, ce dernier exprime du meilleur comportement à l'impact que les matériaux composites, notamment le carbone-époxy, le verre-époxy et le kevlar-époxy.

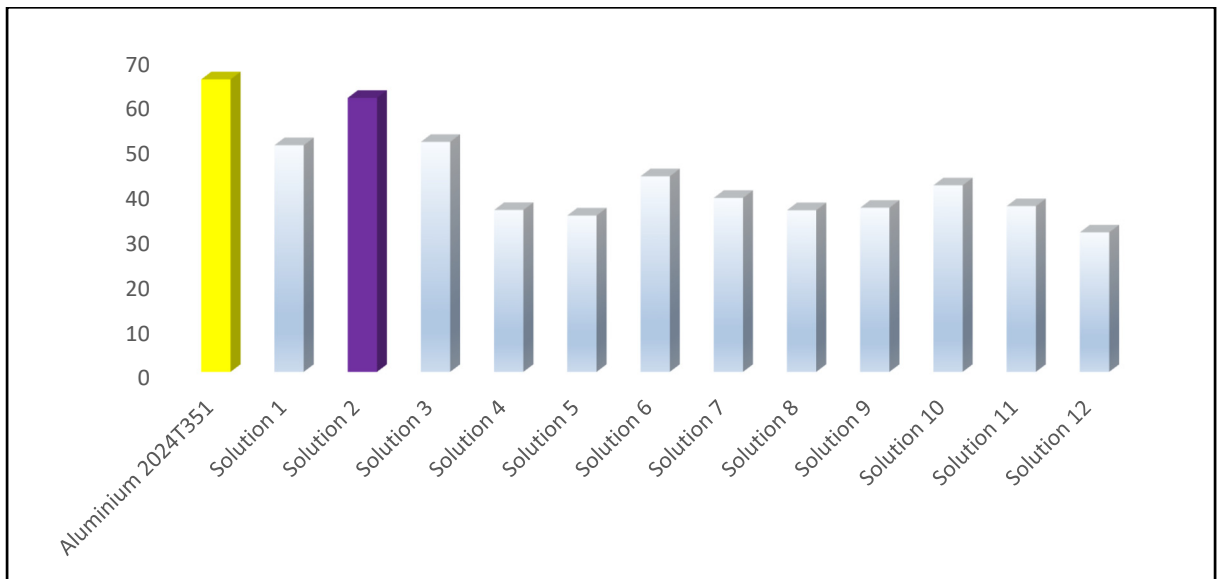


Figure 3-15 Contraste des expériences en termes de la vitesse perdue du projectile suite à une modification de longueur

### 3.5 Conclusion

L'objectif du chapitre est d'étudier le comportement à l'impact de différentes structures pour des fins d'efficacité et de résistance. Il présente les résultats d'analyse d'un impact balistique sur les matériaux composites unidirectionnels, et plus précisément sur les 3 matériaux : carbone-époxy, verre-époxy et kevlar-époxy, et ce à 4 différentes séquences d'empilage. La démarche suivie a permis d'effectuer l'analyse d'impact des matériaux composites soumis à des charges balistiques. Cela a permis, dans un premier temps, d'estimer la variation des énergies dans le bord d'attaque et la vitesse du projectile de manière rapide et précise. Suite à cela, il a été vraisemblablement possible de comparer les solutions et de relever le meilleur comportement structural. Toutefois, la performance de cette solution demeure inférieure à

l'alliage en aluminium. Même avec une mise à l'échelle de la masse et une modification de la géométrie des structures, l'alliage d'aluminium 2024T351 s'est toujours avéré plus performant.

## CONCLUSION

Cette recherche a pour objectif d'étudier le comportement mécanique du bord d'attaque d'une aile d'avion A320 en alliage d'aluminium 2024T351 en vue de l'améliorer. L'axe principal de la recherche est le domaine de la vitesse balistique et l'orientation première est l'étude des structures métalliques et stratifiées. Les objectifs visés sont notamment la compréhension du comportement de l'alliage d'aluminium face à l'impact, et l'identification d'une structure en composite qui soit plus résistante.

Pour répondre à ces objectifs, le travail a été subdivisé en trois grandes parties. En premier lieu, une revue de la littérature ciblée a permis d'analyser le comportement à l'impact des différentes structures étudiées. Cette partie fournit des pistes sur des solutions de blindage potentielles.

Ensuite, deux études de cas d'impact simples ont été élaborées. Il s'agit de l'obus-tôle en aluminium et ballon-plaque stratifiée en carbone-époxy. La méthodologie de travail a été validée suite à une comparaison avec le travail de Sastry et al. (2014). La même démarche a été adoptée pour la modélisation d'impact balistique entre le bord d'attaque d'aile de l'avion A320 en alliage d'aluminium 2024T351 par un modèle d'oiseau normalisé en acier. Les simulations ont permis de mesurer l'absorption d'énergie cinétique du projectile par la structure, l'énergie interne du bord d'attaque ainsi que la baisse de la vitesse du projectile. Les valeurs respectives correspondantes sont de l'ordre de 41.181 kJ, 28.477 kJ et 65.05 m/s,

Le matériau de référence du bord d'attaque, soit l'aluminium, a été remplacé par trois matériaux composites unidirectionnels, et plus précisément carbone-époxy, verre-époxy et kevlar-époxy. Une analyse détaillée de la performance à l'impact balistique a ensuite été faite sur chacun des trois, et ce à 4 différentes séquences d'empilages. Il s'avère que le carbone-époxy dispose d'une capacité d'absorption d'énergie cinétique relativement supérieure aux verre-époxy et kevlar-époxy. En effet, l'expérience a relevé une valeur correspondante de

38.775 kJ pour le premier, et de 27.619 kJ et 36.008 kJ pour le verre-époxy et kevlar-époxy respectivement.

À partir de ces résultats, il est possible d'avancer que le carbone-époxy est plus résistant à l'impact, d'un point de vue d'absorption d'énergie cinétique du projectile par le bord d'attaque. Ce dernier témoigne également d'une meilleure performance du point de vue de l'augmentation de l'énergie interne du bord d'attaque et la vitesse perdue du projectile. Toutefois, la performance de cette solution demeure inférieure à l'alliage en aluminium.

La troisième phase de l'analyse a été effectuée en tenant compte de la masse de la structure. Concrètement, une modification géométrique des structures en composites a été réalisée afin d'égaliser leurs masses à celle de la structure en aluminium. Malgré cette modification, il est constaté que d'aluminium 2024T351 demeure plus performant à l'impact que les trois matériaux composites unidirectionnels étudiés.

À la lumière des résultats obtenus, il est possible de conclure que l'alliage d'aluminium 2024T351 résiste plus contre un impact balistique que les matériaux composites unidirectionnels.

## RECOMMANDATIONS

Cette recherche a pour objectif d'étudier le comportement mécanique du bord d'attaque d'une aile d'avion en alliage d'aluminium 2024T351 en vue de l'améliorer. Pour ce faire, une analyse triaxiale a été réalisée. D'abord, l'efficacité d'un bord d'attaque en aluminium 2024T351 a été comparée avec celle d'un bord d'attaque géométriquement similaire en composite unidirectionnel. Les trois matériaux retenus sont notamment le carbone-époxy, le verre-époxy et le kevlar-époxy.

Ensuite, et faute des résultats pertinents, la géométrie des structures a été modifiée pour conserver la même masse que la structure de référence en alliage d'aluminium. Cette modification n'a pas affecté la relevance des résultats.

À l'issue du présent travail, une série de conclusions ont pu être tirées. Premièrement, la recherche a montré qu'il est nécessaire de porter attention des trois divers éléments lors de l'étude des problèmes dynamiques impliquant l'impact et la perforation. Parmi les contraintes à considérer se trouve la géométrie des modèles, la configuration (stratifiée ou homogène) utilisée pour concevoir la structure, et les propriétés mécaniques du matériau qui la constituent.

Dans la logique d'étude des paramètres qui influencent les propriétés balistiques d'une structure soumise à l'impact, beaucoup de configurations restent à étudier afin de mieux comprendre le comportement des matériaux et améliorer le modèle utilisé.

Une simple recommandation, l'ajout de la force aérodynamique au calcul dans les simulations. Il s'agit de mettre une hypothèse simple qui consiste à simplifier les forces aérodynamiques par une résultante. Au niveau du logiciel ABAQUS, il faut la créer dans le module « Load ».

Une deuxième recommandation consiste à faire des essais expérimentaux de la présente étude. Une troisième recommandation présente l'étude de durabilité de la solution explorée dans cette étude. Il s'agit d'évaluer sa performance en fatigue d'un laminé de la solution explorée dans ce mémoire et de caractériser son effet du vieillissement.

Une dernière recommandation consiste à utiliser le matériau de gélatine pour le projectile. Sur le plan numérique, il s'agira d'implémenter la méthode SPH. L'hydrodynamique des particules lissées (SPH) est une méthode de calcul qui simule l'écoulement des fluides. Elle a été utilisée dans de nombreux domaines de recherche, notamment l'astrophysique, la balistique, la volcanologie et l'océanographie. Il s'agit d'une méthode Lagrangienne (les coordonnées se déplacent simultanément avec le fluide), et comme des variables physiques telles que la densité sont prises en compte, la méthode de résolution peut être facilement ajustée.



## ANNEXE I

### VUMAT

Ce VUMAT est utilisable pour la simulation des dommages et des défaillances dans les matériaux composites à fibres unidirectionnelles.

```
subroutine vumat(  
  c Read only -  
    1 nblock, ndir, nshr, nstatev, nfieldv, nprops, lanneal,  
    2 stepTime, totalTime, dt, cmname, coordMp, charLength,  
    3 props, density, strainInc, relSpinInc,  
    4 tempOld, stretchOld, defgradOld, fieldOld,  
    5 stressOld, stateOld, enerInternOld, enerInelasOld,  
    6 tempNew, stretchNew, defgradNew, fieldNew,  
  c Write only -  
    7 stressNew, stateNew, enerInternNew, enerInelasNew )  
  c  
  c include 'vaba_param.inc'  
  c  
  c 3D Orthotropic Elasticity with Hashin 3d Failure criterion  
  c  
  c The state variables are stored as:  
  c   state(*,1) = material point status  
  c   state(*,2:7) = damping stresses  
  c  
  c User defined material properties are stored as  
  c * First line:  
  c   props(1) --> Young's modulus in 1-direction, E1  
  c   props(2) --> Young's modulus in 2-direction, E2  
  c   props(3) --> Young's modulus in 3-direction, E3  
  c   props(4) --> Poisson's ratio, nu12  
  c   props(5) --> Poisson's ratio, nu13  
  c   props(6) --> Poisson's ratio, nu23  
  c   props(7) --> Shear modulus, G12  
  c   props(8) --> Shear modulus, G13  
  c  
  c * Second line:  
  c   props(9) --> Shear modulus, G23  
  c   props(10) --> beta damping parameter  
  c   props(11) --> "not used"  
  c   props(12) --> "not used"  
  c   props(13) --> "not used"  
  c   props(14) --> "not used"  
  c   props(15) --> "not used"  
  c   props(16) --> "not used"
```

```

c      * Third line:
c      props(17) --> Ultimate tens stress in 1-direction, sigult
c      props(18) --> Ultimate comp stress in 1-direction, sigulc
c      props(19) --> Ultimate tens stress in 2-direction, sigu2t
c      props(20) --> Ultimate comp stress in 2-direction, sigu2c
c      props(21) --> Ultimate tens stress in 3-direction, sigu3t
c      props(22) --> Ultimate comp stress in 3-direction, sigu3c
c      props(23) --> "not used"
c      props(24) --> "not used"
c
c      * Fourth line:
c      props(25) --> Ultimate shear stress, sigul2
c      props(26) --> Ultimate shear stress, sigul3
c      props(27) --> Ultimate shear stress, sigu23
c      props(28) --> "not used"
c      props(29) --> "not used"
c      props(30) --> "not used"
c      props(31) --> "not used"
c      props(32) --> "not used"
c
c
c      dimension props(nprops), density(nblock),
c      1 coordMp(nblock,*),
c      2 charLength(*), strainInc(nblock,ndir+nshr),
c      3 relSpinInc(nblock,nshr), tempOld(nblock),
c      4 stretchOld(nblock,ndir+nshr), defgradOld(nblock,ndir+nshr+nshr),
c      5 fieldOld(nblock,nfieldv), stressOld(nblock,ndir+nshr),
c      6 stateOld(nblock,nstatev), enerInternOld(nblock),
c      7 enerInelasOld(nblock), tempNew(*),
c      8 stretchNew(nblock,ndir+nshr), defgradNew(nblock,ndir+nshr+nshr),
c      9 fieldNew(nblock,nfieldv), stressNew(nblock,ndir+nshr),
c      1 stateNew(nblock,nstatev),
c      2 enerInternNew(nblock), enerInelasNew(nblock)
c
c      *
c
c      character*80 cmname
c
c      *
c      parameter( zero = 0.d0, one = 1.d0, two = 2.d0, half = .5d0 )
c
c      *

```

```

parameter(
*      i_svd_DmgFiberT   = 1,
*      i_svd_DmgFiberC   = 2,
*      i_svd_DmgMatrixT  = 3,
*      i_svd_DmgMatrixC  = 4,
*      i_svd_statusMp    = 5,
*      i_svd_dampStress  = 6,
c      *      i_svd_dampStressXx = 6,
c      *      i_svd_dampStressYy = 7,
c      *      i_svd_dampStressZz = 8,
c      *      i_svd_dampStressXy = 9,
c      *      i_svd_dampStressYz = 10,
c      *      i_svd_dampStressZx = 11,
*      i_svd_Strain      = 12,
c      *      i_svd_StrainXx = 12,
c      *      i_svd_StrainYy = 13,
c      *      i_svd_StrainZz = 14,
c      *      i_svd_StrainXy = 15,
c      *      i_svd_StrainYz = 16,
c      *      i_svd_StrainZx = 17,
*      n_svd_required = 17 )
*
parameter(
*      i_s33_Xx = 1,
*      i_s33_Yy = 2,
*      i_s33_Zz = 3,
*      i_s33_Xy = 4,
*      i_s33_Yz = 5,
*      i_s33_Zx = 6 )
*
* Structure of property array
parameter (
*      i_pro_E1   = 1,
*      i_pro_E2   = 2,
*      i_pro_E3   = 3,
*      i_pro_nu12  = 4,
*      i_pro_nu13  = 5,
*      i_pro_nu23  = 6,
*      i_pro_G12   = 7,
*      i_pro_G13   = 8,
*      i_pro_G23   = 9,
*

```

```

*      i_pro_beta  = 10,
*
*      i_pro_sigult = 17,
*      i_pro_sigulc = 18,
*      i_pro_sigu2t = 19,
*      i_pro_sigu2c = 20,
*      i_pro_sigu3t = 21,
*      i_pro_sigu3c = 22,
*      i_pro_sigul2 = 25,
*      i_pro_sigul3 = 26,
*      i_pro_sigu23 = 27 )
* Temporary arrays
*      dimension eigen(maxblk*3)
*
* Read material properties
*
*      E1 = props(i_pro_E1)
*      E2 = props(i_pro_E2)
*      E3 = props(i_pro_E3)
*      xnu12 = props(i_pro_nu12)
*      xnu13 = props(i_pro_nu13)
*      xnu23 = props(i_pro_nu23)
*      G12 = props(i_pro_G12)
*      G13 = props(i_pro_G13)
*      G23 = props(i_pro_G23)
*
*      xnu21 = xnu12 * E2 / E1
*      xnu31 = xnu13 * E3 / E1
*      xnu32 = xnu23 * E3 / E2
*
*
* Compute terms of stiffness matrix
*      gg = one / ( one - xnu12*xnu21 - xnu23*xnu32 - xnu31*xnu13
*      *      - two*xnu21*xnu32*xnu13 )
*      C11 = E1 * ( one - xnu23*xnu32 ) * gg
*      C22 = E2 * ( one - xnu13*xnu31 ) * gg
*      C33 = E3 * ( one - xnu12*xnu21 ) * gg
*      C12 = E1 * ( xnu21 + xnu31*xnu23 ) * gg
*      C13 = E1 * ( xnu31 + xnu21*xnu32 ) * gg
*      C23 = E2 * ( xnu32 + xnu12*xnu31 ) * gg
*

```

```

      flt = props(i_pro_sigult)
      flc = props(i_pro_sigulc)
      f2t = props(i_pro_sigu2t)
      f2c = props(i_pro_sigu2c)
      f3t = props(i_pro_sigu3t)
      f3c = props(i_pro_sigu3c)
      fl2 = props(i_pro_sigul2)
      fl3 = props(i_pro_sigul3)
      f23 = props(i_pro_sigu23)
*
      beta = props(i_pro_beta)
*
* Assume purely elastic material at the beginning of the analysis
*
      if ( totalTime .eq. zero ) then
        if (nstatev .lt. n_svd_Required) then
          call xplb_abqerr(-2,'Subroutine VUMAT requires the '//
            'specification of %I state variables. Check the '//
            'definition of *DEPVAR in the input file.',
            n_svd_Required,zero,' ')
          call xplb_exit
        end if
        call OrthoEla3dExp ( nblock,
          stateOld(1,i_svd_DmgFiberT),
          stateOld(1,i_svd_DmgFiberC),
          stateOld(1,i_svd_DmgMatrixT),
          stateOld(1,i_svd_DmgMatrixC),
          C11, C22, C33, C12, C23, C13, G12, G23, G13,
          strainInc,
          stressNew )
        return
      end if
*
* Update total elastic strain
      call strainUpdate ( nblock, strainInc,
        stateOld(1,i_svd_strain), stateNew(1,i_svd_strain) )
*

```

```

* Failure evaluation
*
  call copyr ( nblock,
*    stateOld(1,i_svd_DmgFiberT), stateNew(1,i_svd_DmgFiberT) )
  call copyr ( nblock,
*    stateOld(1,i_svd_DmgFiberC), stateNew(1,i_svd_DmgFiberC) )
  call copyr ( nblock,
*    stateOld(1,i_svd_DmgMatrixT), stateNew(1,i_svd_DmgMatrixT) )
  call copyr ( nblock,
*    stateOld(1,i_svd_DmgMatrixC), stateNew(1,i_svd_DmgMatrixC) )
  nDmg = 0
  call eig33Anal ( nblock, stretchNew, eigen )
  call Hashin3d ( nblock, nDmg,
*    flt, f2t, f3t, flc, f2c, f3c, f12, f23, f13,
*    stateNew(1,i_svd_DmgFiberT),
*    stateNew(1,i_svd_DmgFiberC),
*    stateNew(1,i_svd_DmgMatrixT),
*    stateNew(1,i_svd_DmgMatrixC),
*    stateNew(1,i_svd_statusMp),
*    stressNew, eigen )
*
* -- Recompute stresses if new Damage is occurring
if ( nDmg .gt. 0 ) then
  call OrthoEla3dExp ( nblock,
*    stateNew(1,i_svd_DmgFiberT),
*    stateNew(1,i_svd_DmgFiberC),
*    stateNew(1,i_svd_DmgMatrixT),
*    stateNew(1,i_svd_DmgMatrixC),
*    C11, C22, C33, C12, C23, C13, G12, G23, G13,
*    stateNew(1,i_svd_strain),
*    stressNew )
end if
*
* Beta damping
if ( beta .gt. zero ) then
  call betaDamping3d ( nblock,
*    beta, dt, strainInc,
*    stressOld, stressNew,
*    stateNew(1,i_svd_statusMp),
*    stateOld(1,i_svd_dampStress),
*    stateNew(1,i_svd_dampStress) )
end if
*

```

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Abrate, S. (1994). Vibration of composite plates with internal supports. *International journal of mechanical sciences*, 36(11), 1027-1043.
- Abrate, S. (2005). *Impact on composite structures*. Cambridge university press.
- ACP, C. (2012). Product specification reference sheet. *ACP composites*.
- Airbus\_A320. (2002). SRM.
- ASM. (2001). Data Sheet.
- Ben-Dor, G., Dubinsky, A., & Elperin, T. (1999). On the order of plates providing the maximum ballistic limit velocity of a layered armor. *International Journal of Impact Engineering*, 22(8), 741-755.
- Berthelot, J.-M. (1999). Matériaux composites. *Comportement mécanique et analyse des structures*, 4.
- Børvik, T., & Al. (2002a). Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses: Part I: Experimental study. *International Journal of Impact Engineering*, 27(1), 19-35.
- Børvik, T., & Al. (2002b). Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses: part II: numerical simulations. *International Journal of Impact Engineering*, 27(1), 37-64.
- Børvik, T., Clausen, A. H., Hopperstad, O. S., & Langseth, M. (2004). Perforation of AA5083-H116 aluminium plates with conical-nose steel projectiles—experimental study. *International Journal of Impact Engineering*, 30(4), 367-384.
- Cantwell, W., & Morton, J. (1989a). Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP. *Composites*, 20(6), 545-551.
- Cantwell, W., & Morton, J. (1989b). Geometrical effects in the low velocity impact response of CFRP. *Composite structures*, 12(1), 39-59.
- Cantwell, W., & Morton, J. (1989c). The influence of varying projectile mass on the impact response of CFRP. *Composite structures*, 13(2), 101-114.
- Cantwell, W., & Morton, J. (1990). Impact perforation of carbon fibre reinforced plastic. *Composites Science and Technology*, 38(2), 119-141.

- Clausen, A. H., Børvik, T., Hopperstad, O. S., & Benallal, A. (2004). Flow and fracture characteristics of aluminium alloy AA5083–H116 as function of strain rate, temperature and triaxiality. *Materials Science and Engineering: A*, 364(1-2), 260-272.
- Cockcroft, M., & Latham, D. (1968). Ductility and the workability of metals. *J Inst Metals*, 96(1), 33-39.
- Corbett, G., Reid, S., & Johnson, W. (1996). Impact loading of plates and shells by free-flying projectiles: a review. *International Journal of Impact Engineering*, 18(2), 141-230.
- Corran, R., Shadbolt, P., & Ruiz, C. (1983). Impact loading of plates—an experimental investigation. *International Journal of Impact Engineering*, 1(1), 3-22.
- Czarnecki, G. (1992). Dual mode fracture of composite laminates penetrated by spherical projectiles. Dans *ICAS, 18th Congress* (Vol. 2, pp. 1235-1241).
- Czarnecki, G. J. (1992). A preliminary investigation of dual mode fracture sustained by graphiteepoxy laminates impacted by high-velocity spherical metallic projectiles.
- David-West, O., Alexander, N., Nash, D., & Banks, W. (2008). Energy absorption and bending stiffness in CFRP laminates: The effect of 45 plies. *Thin-walled structures*, 46(7-9), 860-869.
- Dey, S., Børvik, T., Teng, X., Wierzbicki, T., & Hopperstad, O. (2007). On the ballistic resistance of double-layered steel plates: an experimental and numerical investigation. *International Journal of Solids and Structures*, 44(20), 6701-6723.
- Fatt, M. S. H., & Sirivolu, D. (2010). A wave propagation model for the high velocity impact response of a composite sandwich panel. *International Journal of Impact Engineering*, 37(2), 117-130.
- Goldsmith, W., Dharan, C., & Chang, H. (1995). Quasi-static and ballistic perforation of carbon fiber laminates. *International Journal of Solids and Structures*, 32(1), 89-103.
- Guoqi, Z., Goldsmith, W., & Dharan, C. H. (1992a). Penetration of laminated Kevlar by projectiles—I. Experimental investigation. *International Journal of Solids and Structures*, 29(4), 399-420.
- Guoqi, Z., Goldsmith, W., & Dharan, C. H. (1992b). Penetration of laminated Kevlar by projectiles—II. Analytical model. *International Journal of Solids and Structures*, 29(4), 421-436.
- Gupta, N., Iqbal, M., & Sekhon, G. (2007). Effect of projectile nose shape, impact velocity and target thickness on deformation behavior of aluminum plates. *International Journal of Solids and Structures*, 44(10), 3411-3439.



- Hashin, Z. (1980). Failure criteria for unidirectional fiber composites.
- Hsieh, C., Mount, A., Jang, B., & Zee, R. (1990). Response of polymer composites to high and low velocity impact.
- Iqbal, M., Chakrabarti, A., Beniwal, S., & Gupta, N. (2010). 3D numerical simulations of sharp nosed projectile impact on ductile targets. *International Journal of Impact Engineering*, 37(2), 185-195.
- Iqbal, M., & Gupta, N. (2008). Energy absorption characteristics of aluminum plates subjected to projectile impact. *Latin American Journal of Solids and Structures*, 5(4), 259-587.
- Jenq, S., Jing, H.-S., & Chung, C. (1994). Predicting the ballistic limit for plain woven glass/epoxy composite laminate. *International Journal of Impact Engineering*, 15(4), 451-464.
- Jenq, S., Wang, S., & Sheu, L. (1992). A model for predicting the residual strength of GFRP laminates subject to ballistic impact. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 11(10), 1127-1141.
- Jenq, S. T., Yang, S.-M., & Da Wu, J. (1992). Experimental study of the strength degradation of GFRP laminates subject to ballistic normal impact. *Journal of the Chinese Society of Mechanical Engineers, Transactions of the Chinese Institute of Engineers, Series C/Chung-Kuo Chi Hsueh Kung Ch'eng Hsuebo Pao*, 13(1), 1-9.
- Johnson, G., & Cook, W. (1985). Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates and temperatures and pressures. *Engg. Fract. Mech.*, vol. 1 (1).
- Jones, R. M. (1998). *Mechanics of composite materials*. CRC press.
- Katukam, R. (2014). Comprehensive Bird Strike Simulation Approach for Aircraft Structure Certification. *Cyient white paper*.
- Lambert, M., Schäfer, F. K., & Geyer, T. (2001). Impact damage on sandwich panels and multi-layer insulation. *International Journal of Impact Engineering*, 26(1-10), 369-380.
- Langlie, S., & Cheng, W. (1989). Numerical simulation of high velocity impact on fiber-reinforced composites. *ASME PV & P*, 1(59), 51-64.
- Lee, S.-W., & Sun, C. (1991). Modeling penetration process of composite laminates subjected to a blunt-ended punch. Dans *36th International SAMPE Symposium and Exhibition* (pp. 624-638).

- Lee, S.-W., & Sun, C. T. (1993). Dynamic penetration of graphite/epoxy laminates impacted by a blunt-ended projectile. *Composites Science and Technology*, 49(4), 369-380.
- Lee, S. R., & Sun, C. (1993). A quasi-static penetration model for composite laminates. *Journal of Composite Materials*, 27(3), 251-271.
- Lim, C., Tan, V., & Cheong, C. (2002). Perforation of high-strength double-ply fabric system by varying shaped projectiles. *International Journal of Impact Engineering*, 27(6), 577-591.
- Lin, H.-J., & Lee, Y.-J. (1990). On the inelastic impact of composite laminated plate and shell structures. *Composite structures*, 14(2), 89-111.
- Lin, L., & Bhatnagar, A. (1991). Ballistic Energy Absorption of Composites. II. *Advanced Materials/Affordable Processes.*, 23, 669-683.
- París, F., & Jackson, K. E. (2001). A study of failure criteria of fibrous composite materials.
- Park, M., Yoo, J., & Chung, D.-T. (2005). An optimization of a multi-layered plate under ballistic impact. *International Journal of Solids and Structures*, 42(1), 123-137.
- Prevorsek, D. C., Kwon, Y. D., & Chin, H. B. (1994). Analysis of the temperature rise in the projectile and extended chain polyethylene fiber composite armor during ballistic impact and penetration. *Polymer Engineering & Science*, 34(2), 141-152.
- Prosser, R. A., Cohen, S. H., & Segars, R. A. (2000). Heat as a factor in the penetration of cloth ballistic panels by 0.22 caliber projectiles. *Textile research journal*, 70(8), 709-722.
- Puck, A., & Schürmann, H. (2004). Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. Dans *Failure criteria in fibre-reinforced-polymer composites* (pp. 832-876). Elsevier.
- Reddy, J. N. (2003). *Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis*. CRC press.
- Samborski, S. (2016). Numerical analysis of the DCB test configuration applicability to mechanically coupled Fiber Reinforced Laminated Composite beams. *Composite structures*, 152, 477-487.
- Sastry, Y. S., Budarapu, P. R., Krishna, Y., & Devaraj, S. (2014). Studies on ballistic impact of the composite panels. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 72, 2-12.
- Schonberg, W., Schäfer, F., & Putzar, R. (2010). Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronautica*, 66(3-4), 455-466.

- Shi, Y., Swait, T., & Soutis, C. (2012). Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact. *Composite structures*, 94(9), 2902-2913.
- Shin, K. B., Lee, J. Y., & Cho, S. H. (2008). An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus. *Composite structures*, 84(3), 228-240.
- Sykes, G., & Stoakley, D. (1980). Impact penetration studies of graphite/epoxy laminates.
- Taylor Jr, W. J., & Vinson, J. R. (1990). Modeling ballistic impact into flexible materials. *AIAA journal*, 28(12), 2098-2103.
- Teng, X., Dey, S., Børvik, T., & Wierzbicki, T. (2007). Protection performance of double-layered metal shields against projectile impact. *Journal of mechanics of materials and structures*, 2(7), 1309-1329.
- Teng, X., & Wierzbicki, T. (2006). Evaluation of six fracture models in high velocity perforation. *Engineering fracture mechanics*, 73(12), 1653-1678.
- Teng, X., Wierzbicki, T., & Huang, M. (2008). Ballistic resistance of double-layered armor plates. *International Journal of Impact Engineering*, 35(8), 870-884.
- Turon, A., Davila, C. G., Camanho, P. P., & Costa, J. (2007). An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Engineering fracture mechanics*, 74(10), 1665-1682.
- Vasudev, A., & Mehlman, M. (1987). Comparative study of the ballistic performance of glass reinforced plastic materials. *SAMPE Q.:(United States)*, 18(4).
- Wang, C., Jang, B., Panus, J., & Valaire, B. (1991). Impact behavior of hybrid-fiber and hybrid-matrix composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 10(4), 356-378.
- Wilkins, M., Streit, R., & Reaugh, J. (1980). *Cumulative-strain-damage model of ductile fracture: simulation and prediction of engineering fracture tests*. Lawrence Livermore National Lab., CA (USA); Science Applications, Inc., San ....
- Zee, R., & Al. (1991). Ballistic response of polymer composites. *Polymer composites*, 12(3), 196-202.
- Zee, R. H., & Hsieh, C. Y. (1993). Energy loss partitioning during ballistic impact of polymer composites. *Polymer composites*, 14(3), 265-271.

- Zhang, J., & Zhang, X. (2015a). An efficient approach for predicting low-velocity impact force and damage in composite laminates. *Composite structures*, 130, 85-94.
- Zhang, J., & Zhang, X. (2015b). Simulating low-velocity impact induced delamination in composites by a quasi-static load model with surface-based cohesive contact. *Composite structures*, 125, 51-57.