



HAL
open science

Etude expérimentale et numérique de l'influence de multi-impacts sur la tenue de structures composites

Adadé Seyth Ezéckiel Amouzou

► **To cite this version:**

Adadé Seyth Ezéckiel Amouzou. Etude expérimentale et numérique de l'influence de multi-impacts sur la tenue de structures composites. Matériaux. Université Bourgogne Franche-Comté, 2019. Français. NNT : 2019UBFCK043 . tel-02502166

HAL Id: tel-02502166

<https://theses.hal.science/tel-02502166v1>

Submitted on 9 Mar 2020

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

**THESE DE DOCTORAT DE L'ETABLISSEMENT UNIVERSITE BOURGOGNE-FRANCHE-
COMTE**

PREPAREE A L'UNIVERSITE DE BOURGOGNE

Ecole doctorale n°37

Sciences Pour l'Ingénieur et Microtechniques (SPIM)

Spécialité Mécanique et Energétique

Par

M. AMOUZOU Adadé Seyth Ezéckiel

**ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'INFLUENCE DE
MULTI-IMPACTS SUR LA TENUE DE STRUCTURES COMPOSITES**

Soutenu le 11/10/2019 à Nevers

Composition du Jury :

| | | |
|-----------------------|---|--------------------|
| M. GONG Xiao-Lu | Professeur des Universités, Université de Technologie de Troyes | Président |
| M. BOUVET Christophe | Professeur des Universités, Institut Clément Ader, ISAE, Toulouse | Rapporteur |
| M. BONFOH Napo | Maître de Conférences HDR, Université de Lorraine | Rapporteur |
| M. AIVAZZADEH Shahram | Professeur des Universités, Université de Bourgogne | Directeur de thèse |
| M. SICOT Olivier | Maître de Conférences, Université de Bourgogne | Encadrant de thèse |
| M. CHETTAH Ameer | Maître de Conférences, Université de Bourgogne | Encadrant de thèse |

**THESE DE DOCTORAT DE L'ETABLISSEMENT UNIVERSITE BOURGOGNE FRANCHE-
COMTE**

PREPAREE A L'UNIVERSITE DE BOURGOGNE

Ecole doctorale n°37

Sciences Pour l'Ingénieur et Microtechniques (SPIM)

Spécialité Mécanique et Energétique

Par

M. AMOUZOU Adadé Seyth Ezéckiel

**ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'INFLUENCE DE
MULTI-IMPACTS SUR LA TENUE DE STRUCTURES COMPOSITES**

Soutenu le 11/10/2019 à Nevers

Composition du Jury :

| | | |
|-----------------------|---|--------------------|
| M. GONG Xiao-Lu | Professeur des Universités, Université de Technologie de Troyes | Président |
| M. BOUVET Christophe | Professeur des Universités, Institut Clément Ader, ISAE, Toulouse | Rapporteur |
| M. BONFOH Napo | Maître de Conférences HDR, Université de Lorraine | Rapporteur |
| M. AIVAZZADEH Shahram | Professeur des Universités, Université de Bourgogne | Directeur de thèse |
| M. SICOT Olivier | Maître de Conférences, Université de Bourgogne | Encadrant de thèse |
| M. CHETTAH Ameer | Maître de Conférences, Université de Bourgogne | Encadrant de thèse |

REMERCIEMENTS

Ce manuscrit est le fruit du travail effectué au Laboratoire du DRIVE de l'Université de Bourgogne Franche-Comté au sein de l'équipe Durabilité et Structures Composites sous la direction du Professeur Shahram AIVAZZADEH.

J'aimerais tout d'abord rappeler combien cette aventure a été magnifique et enrichissante sur le plan scientifique et humain. Au cours de ce périple, j'ai eu la chance de rencontrer des personnes d'horizons différents qui ont contribué au bon déroulement de ce travail de recherche. La réussite d'une thèse étant souvent tributaire de l'environnement de travail et des qualités relationnelles, je tiens à présenter ma gratitude ici en quelques lignes à ces belles personnes.

Pour commencer, je remercie chaleureusement mon directeur de thèse, le Professeur Shahram AIVAZZADEH et mes encadrants le Dr Olivier SICOT et le Dr Ameer CHETTAH pour m'avoir recruté sur ce projet et de la confiance qu'ils m'ont accordée durant ces trois années de travail. Ils ont su me guider avec beaucoup de patience et de rigueur scientifique pour mener à bien ce projet ce qui a abouti à des résultats intéressants. J'ai beaucoup appris à leurs côtés sur le plan humain et scientifique. J'ai apprécié travailler avec eux.

J'adresse mes sincères remerciements à l'ensemble des membres du jury d'avoir eu la gentillesse de m'accorder un peu de leur temps. Je remercie le Professeur Xiao-Lu GONG de l'Université de Technologie de Troyes. C'est un immense honneur pour moi qu'il ait accepté de présider cette thèse. Mes sincères remerciements au Professeur Christophe BOUVET de l'Institut Clément Ader, et au Dr Napo BONFOH de l'Université de Lorraine d'avoir accepté la lourde tâche de rapporter ce travail de recherche.

Je tiens à remercier l'ensemble des personnels de l'ISAT, en particulier Sylvain, Regis, pour les supports techniques et leurs conseils. Un grand merci à Martine pour sa gentillesse dans mes démarches administratives. Ces remerciements vont également à Mathieu, informaticien ISAT pour la maintenance et l'installation des outils numériques et à tous ceux qui ont contribué à rendre possible mon travail.

Un grand merci au Dr Jérôme ROUSSEAU pour toutes nos discussions scientifiques sur la simulation numérique qui m'ont permis d'avancer dans ce domaine.

Bien évidemment, je remercie tous mes collègues doctorants que j'ai côtoyés pendant ces trois années. Cela a été un plaisir de travailler avec eux.

Pour n'oublier personne, je remercie toutes les personnes avec qui j'ai partagé des moments impérissables pendant ce projet, et également à ceux/celles qui de près ou de loin m'ont soutenu.

Enfin, merci à ma famille (Papa, Maman, Maxime, Parfait, Ginette, Sylvère) pour leur soutien inconditionnel malgré la distance qui nous sépare.

SOMMAIRE

| | |
|---|----------|
| Sommaire | 1 |
| 1. Introduction..... | 5 |
| 2. Etude bibliographique..... | 9 |
| 2.1. Généralités sur les matériaux composites..... | 9 |
| 2.2. Matériaux composites dans le domaine des transports..... | 10 |
| 2.2.1. Utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique | 10 |
| 2.2.2. Utilisation des matériaux composites dans l'automobile..... | 11 |
| 2.2.3. Utilisation des matériaux composites dans le ferroviaire et le transport guidé.. | 12 |
| 2.2.4. Utilisation des matériaux composites dans le nautisme | 14 |
| 2.3. Modes de sollicitations supportés par les composites en service | 14 |
| 2.3.1. Sollicitation statique et de fatigue | 14 |
| 2.3.2. Vieillissement des matériaux composites..... | 16 |
| 2.4. Problème d'impact des structures composites..... | 18 |
| 2.4.1. Impact à basse vitesse | 20 |
| 2.4.2. Paramètres d'étude d'impact..... | 23 |
| 2.4.3. Impact à haute vitesse | 27 |
| 2.4.4. Impact sous contrainte..... | 28 |
| 2.4.5. Evaluation de l'endommagement..... | 30 |
| 2.5. Multi-impacts..... | 34 |
| 2.6. Modélisation de l'impact sur matériaux composites | 36 |
| 2.6.1. Rupture des matériaux composites..... | 36 |
| 2.6.1.1. Modélisation de l'endommagement..... | 36 |
| 2.6.1.2. Critères de rupture du pli | 38 |
| 2.6.1.3. Modélisation du délaminage | 43 |
| 2.7. Conclusion | 46 |

| | |
|--|-----------|
| 3. MATERIAUX ET CARACTERISATION MECANIQUE | 49 |
| 3.1. Matériau et fabrication..... | 49 |
| 3.2. Caractérisation des propriétés mécaniques | 50 |
| 3.2.1. Dispositif expérimental | 50 |
| 3.2.2. Eprouvettes de traction..... | 51 |
| 3.2.3. Essai de traction à 0° | 52 |
| 3.2.4. Essai de traction à 90° | 53 |
| 3.2.5. Essai de cisaillement plan | 54 |
| 3.3. Identification du taux de restitution d'énergie en mode I, mode II et mode-mixte .. | 55 |
| 3.3.1. Essais DCB..... | 56 |
| 3.3.2. Essai ENF..... | 59 |
| 3.3.3. Essais MMB | 61 |
| 3.4. Stratifications..... | 66 |
| 3.5. Conclusion | 67 |
| 4. TOLERANCE AU MONO-IMPACT | 69 |
| 4.1. Echantillon..... | 69 |
| 4.2. Dispositif d'impact | 70 |
| 4.3. Contrôle non-destructif (C-Scan) | 71 |
| 4.4. Résultats expérimentaux..... | 73 |
| 4.4.1. Analyses des courbes d'impact | 73 |
| 4.4.2. Analyse C-scan 2-dimension..... | 75 |
| 4.5. Conclusion | 77 |
| 5. APPROCHE EXPERIMENTALE MULTI-IMPACTS | 79 |
| 5.1. Protocole experimental | 79 |
| 5.2. Résultats et analyse des courbes multi-impacts..... | 79 |
| 5.2.1. Analyse des courbes force-déplacement et force-temps..... | 85 |
| 5.2.1.1. Analyse des essais à une énergie d'impact de 10J..... | 85 |
| 5.2.1.2. Analyse des essais à une énergie d'impact de 15J..... | 86 |

| | |
|---|------------|
| 5.2.1.3. Analyse des essais à une énergie d'impact de 20J | 87 |
| 5.2.3. Analyse du paramètre <i>D</i> | 87 |
| 5.2.4. Analyse du paramètre <i>d</i> | 89 |
| 5.2.5. Evaluation de l'endommagement par contrôle ultrasonore | 91 |
| 5.2.6. Relation entre le paramètre <i>D</i> et la surface endommagée projetée..... | 95 |
| 5.3. Analyse incrémentale des images C-Scan | 98 |
| 5.3.1. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification QIQH45..... | 113 |
| 5.3.2. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification QIQH60..... | 113 |
| 5.3.3. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification AERO..... | 114 |
| 5.4. Conclusion | 114 |
| 6. MULTI-IMPACTS: ANALYSE NUMERIQUE | 117 |
| 6.1. Modèle éléments finis..... | 117 |
| 6.2. Modélisation du matériau composite..... | 118 |
| 6.3. Modélisation du délaminage..... | 120 |
| 6.4. Méthode de modélisation numérique des multi-impacts..... | 122 |
| 6.5. Résultats de la simulation numérique | 123 |
| 6.5.1. Comparaison entre résultats numériques et expérimentaux (premier impact). 124 | |
| 6.5.2. Comparaison entre résultats numériques et expérimentaux (multi-impacts)... 124 | |
| 6.5.3. Comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales | 136 |
| 6.6. Conclusion | 145 |
| 7. CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES | 147 |
| 7.1. Conclusion générale | 147 |
| 7.2. Perspectives | 148 |
| Références bibliographiques | 150 |
| Liste des figures | 158 |
| Liste des tables..... | 163 |

INTRODUCTION

L'utilisation des matériaux composites dans le monde industriel connaît une croissance importante depuis de nombreuses années. Cet accroissement s'explique entre autres par le fait que l'industrie, notamment aéronautique qui fut pionnière dans ce domaine, s'intéresse à l'allègement des structures afin de pouvoir relever les nouveaux défis environnementaux. La première application des composants de structure composite dans les avions commerciaux a été introduite dans les années 1970 par Airbus [1] pour la fabrication des carénages et les radômes de A300. Ensuite de manière progressive, de nombreux autres composants ont été réalisés en composites (Figure 1.1). Le gouvernail, l'aérofrein et les freins à air ont été remplacés en 1985 dans l'A310. Au fil des années, ce qui était particulier à l'aéronautique se démocratise dans l'ensemble de l'industrie des transports, dans l'automobile en particulier.

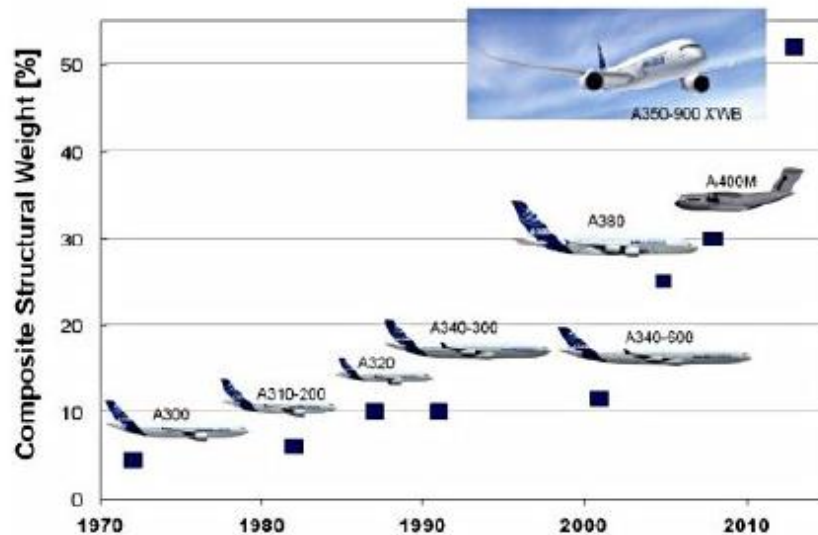


Figure 1-1: Evolution de l'utilisation des matériaux composites chez Airbus [1]

Contexte et Objectif de l'étude

L'industrie automobile développe depuis quelques années de nouvelles solutions matériau, en particulier composites, pour alléger les voitures de grandes séries. Les matériaux composites jouent un rôle important dans les pièces complexes d'automobile [2]. Par exemple, les sièges, arrière recouvrant le réservoir d'automobile, le renfort interne du capot, le compartiment moteur de l'habitacle, le plancher principal, les armatures de portes sont en grande partie fabriquée en composites. L'idée d'utilisation du composite dans l'automobile consiste à exploiter la liberté de forme qu'autorise le matériau composite pour remplacer plusieurs pièces métalliques par un seul élément multifonction (Figure 1.2).

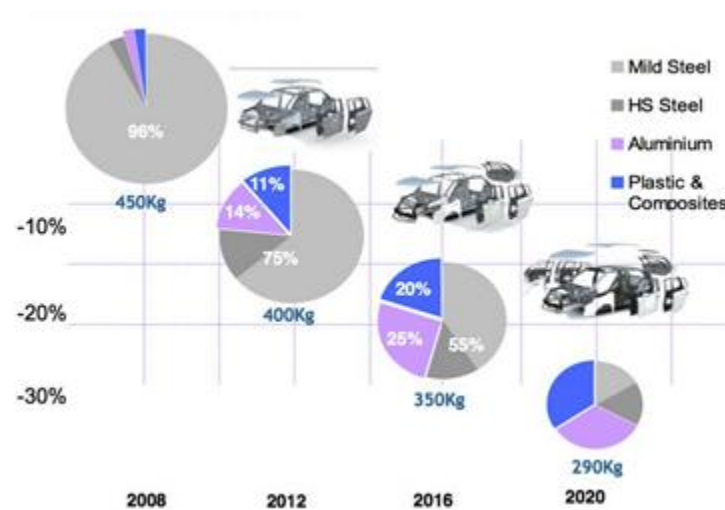


Figure 1-2: Utilisation des matériaux composites et plastiques dans l'automobile [2]

Le comportement des structures composites sous impact demeure une préoccupation majeure pour les constructeurs aéronautiques et automobiles. L'impact des oiseaux, la chute des grêlons dans le domaine de l'aéronautique, les impacts des gravillons et des déchets routiers ne sont que quelques exemples d'impacts accidentels que peuvent rencontrer les structures composites. A cela s'ajoute également la chute des outils lors des phases de fabrication ou de maintenance. Tous ces impacts même de faible intensité, que peuvent subir les éléments de structure composite constituent une menace pour l'intégrité du matériau.

Les constructeurs sont alors appelés à répondre à un certain nombre de problème afin d'assurer une durée de vie maximale des structures composites [1]:

- ✚ Pouvoir s'assurer du choix du matériau afin de garantir la résistance aux charges jusqu'aux nouvelles inspections.
- ✚ Comprendre les questions scientifiques qui peuvent expliquer les phénomènes physiques relatifs à la résistance des structures composites.

L'objectif de ce travail de thèse consiste à étudier la tolérance des composites stratifiés à l'impact et aux multi-impacts sur des stratifications de composites carbone/époxy. Il s'agira de définir les processus d'endommagement ainsi que leur cinétique respective et d'établir un critère de durabilité. Pour ce faire, la technique de contrôle non destructif ultrasonore (C-Scan) sera utilisée pour cartographier l'endommagement après chaque impact. Ces informations seront mises en relation avec des courbes force-déplacement et énergie-temps obtenues expérimentalement. A partir de cette approche expérimentale, une stratégie de modélisation sera adoptée pour développer un modèle numérique. Ce modèle numérique devra permettre d'élargir les résultats expérimentaux à des configurations plus larges ne pouvant pas être étudiés d'un point de vue expérimental.

Le manuscrit est structuré en sept chapitres, dont un premier chapitre consacré à l'introduction générale.

Après cette introduction générale, suivent les chapitres suivants :

- Etat de l'art sur les problèmes d'impacts sur les matériaux composites
- Matériaux étudiés et caractérisation des propriétés mécaniques
- Campagne d'essais mono-impacts
- Etude expérimentale multi-impacts sur les différentes stratifications étudiées
- Modélisation numérique du multi-impact des matériaux composites

Pour finir ce manuscrit, un dernier chapitre est dédié aux conclusions tirées durant ce travail de thèse et des perspectives.

ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE

Comme évoqué dans l'introduction générale, la problématique de cette thèse concerne la tolérance des structures composites à l'impact et aux multi-impacts destinées aux domaines de transport.

Ce travail bibliographique est structuré en quatre parties. Dans une première partie, l'utilisation des matériaux composites dans le domaine du transport sera présentée. En seconde partie les conditions de sollicitations sévères d'utilisation des matériaux composites seront exposées. La troisième partie sera consacrée aux problèmes d'impact rencontrés par les structures composites.

La dernière partie de cette étude bibliographique sera consacrée aux différentes stratégies de modélisation numérique de l'endommagement au sein des matériaux composites.

2.1. Généralités sur les matériaux composites

Le développement dans le domaine des transports terrestres, aéronautiques et nautiques repose sur l'utilisation grandissante des matériaux composites qui conduisent entre autre à l'allègement des structures.

Les matériaux composites constituent une grande famille qui, selon Jones [3], peuvent être structurés en quatre catégories : fibreux, particulaire, stratifié, ou une combinaison des trois. Pour Gendre [4], les matériaux composites sont classés en trois familles selon la matrice (matrice organique, matrice céramique, matrice métallique).

- Les composites à matrices organiques sont les plus répandus, ils présentent un coût modéré pour de hautes performances notamment mécaniques [4]. Ils sont notamment utilisés dans l'aéronautique, le transport terrestre, le nautisme, les sports et loisirs.

Les matrices employées pour ces composites sont des polymères divisées en deux catégories majeures (thermoplastiques, thermodurcissables).

Les différentes fibres utilisées avec ces matrices sont les fibres de verre, les fibres de carbone, les fibres aramides (Kevlar) et plus récemment les fibres végétales [5]. Nous nous intéresserons dans cette thèse aux composites à fibres de carbone et à matrice thermodurcissable.

- Les composites à matrice céramique sont moins répandus du fait d'un coût élevé comparé aux composites à matrice organique. Ils sont utilisés dans l'industrie aéronautique militaire et pour la conception des pièces haut de gamme comme les disques ou les plaquettes de frein de voiture.
- Les composites à matrice métallique qui possèdent de très hautes propriétés mécaniques mais dont le prix de revient est élevé sont donc réservés pour les applications à hautes valeurs ajoutées.

L'utilisation des matériaux composites dans les grandes structures aéronautiques durant leur service doit répondre à certaines exigences de sécurité. Ces exigences peuvent être classées en différentes catégories (i) force statique (résistance au rafale, travail de l'homme, des charges terrestres) [1] (ii) endurance (durée de vie en fatigue, vieillissement) (iii) les dangers accidentels (incendie, impact d'oiseau, chute de grêlons, assemblage des pièces) à cela s'ajoutent également les sollicitations extrêmes (crash, manœuvre d'urgence). Dans le domaine terrestre, certains problèmes rencontrés en aéronautique demeurent présents comme le travail de l'homme, endurance, les dangers accidentels. A cela s'ajoutent également, l'impact des gravillons présents sur la route, et l'impact des ballasts dans le domaine ferroviaire. Ces impacts engendrent de l'endommagement au sein du matériau composite qui peut échapper aux examens usuels de contrôle.

2.2. Matériaux composites dans le domaine des transports

2.2.1. Utilisation des matériaux composites dans l'aéronautique

L'industrie aéronautique fut une pionnière dans l'utilisation des matériaux composites. Elle voit aujourd'hui plus de 50% (figure 2.1) de la masse structurale d'un A350XWB mis en service en 2011, en matériaux composites carbone /époxy. Les pièces qui sont notamment en matériaux composites sont en particulier l'ensemble du fuselage, le caisson central de voiture,

les ailes entières et l'empennage (figure 2. 2). Dès 2007, l'A380 contenait déjà près de 23% en masse de matériaux composites et l'A340 mis en service en 1993 contenait près de 15% de matériaux composites. Néanmoins le fuselage reste majoritairement réaliser en aluminium [6]. Les nouvelles solutions composites remplacent donc principalement l'aluminium, qui n'entre plus qu'à 19% dans la composition d'un appareil. Cette réduction de l'utilisation des alliages métalliques est opérée principalement dans le but d'avoir une réduction de la masse de l'appareil et par conséquent une réduction de la consommation.

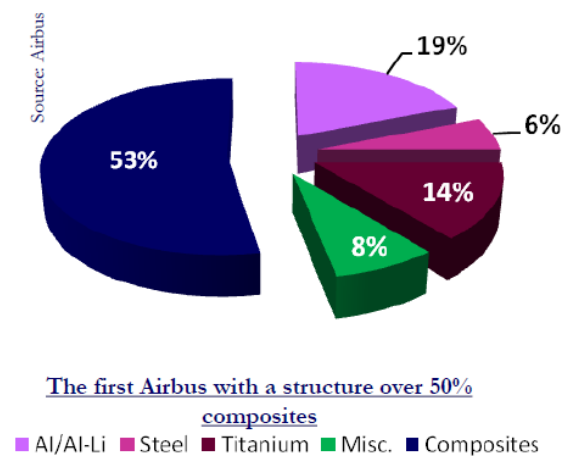


Figure 2-1: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A350XWB [6]

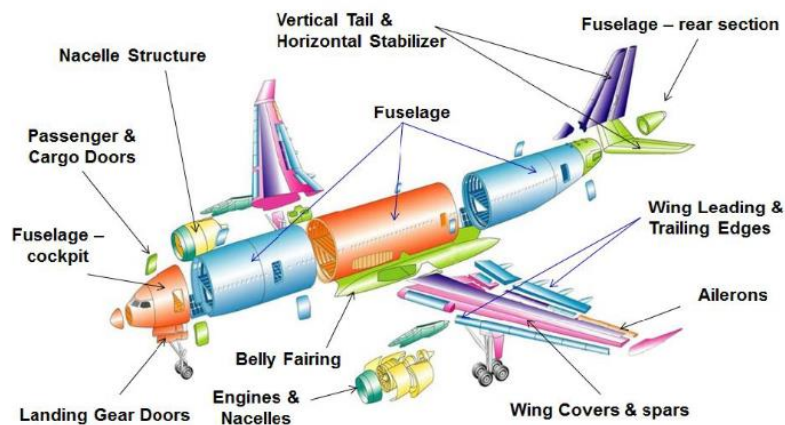


Figure 2-2: Composant d'un A350XWB [6]

2.2.2. Utilisation des matériaux composites dans l'automobile

L'industrie automobile n'est pas en reste et développe depuis quelques années de nouvelles solutions matériau, en particulier composites, pour alléger les voitures de série [7].

Cette évolution a vu le jour dans le cadre des contraintes réglementaires ou économiques auxquelles les constructeurs sont confrontés. Les constructeurs ont combiné la structure traditionnelle métallique et de nouvelles structures innovantes en matériaux composites. La conception de la structure innovante est basée sur la fabrication d'ouvrants ou d'éléments de carrosserie en matériaux composites thermoplastiques ou thermodurcissables (Figure 2.3 et 2.4).

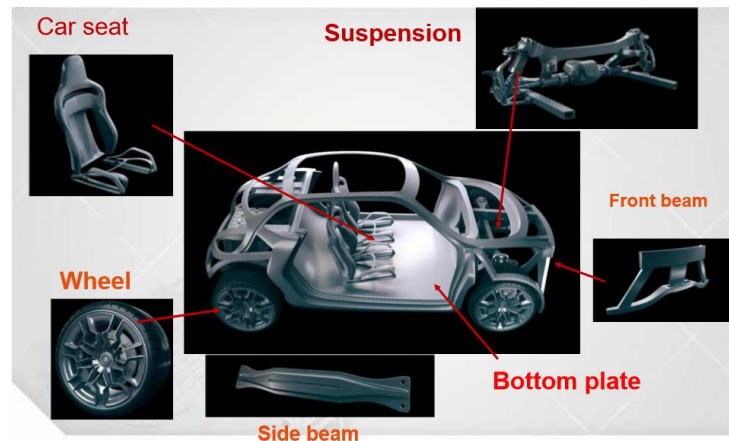


Figure 2-3: Composants en matériaux composites pour une voiture hybride [7]

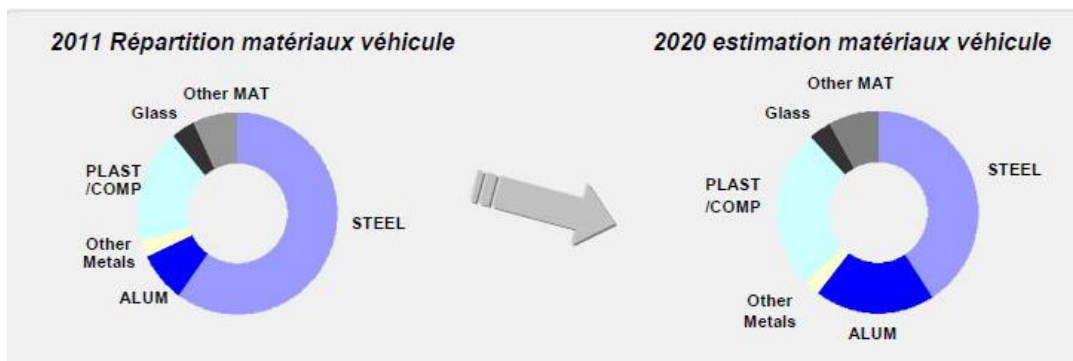


Figure 2-4: Evolution de l'utilisation des matériaux composites dans les véhicules [7]

2.2.3. Utilisation des matériaux composites dans le ferroviaire et le transport guidé

Le secteur ferroviaire bénéficie lui aussi de l'utilisation des matériaux composites thermodurcissables carbone/époxy. Grâce à leurs propriétés mécaniques performantes, ils permettent en effet l'intégration de fonction, comme une réduction de l'usure, une réduction de la masse, une résistance à la corrosion plus importante. Pour toutes ces raisons, les matériaux composites sont devenus incontournables [8]. La figure 2.5 présente des exemples de structures en composites dans le secteur ferroviaire.



Figure 2-5: Utilisation des matériaux composites dans le secteur ferroviaire [8]

2.2.4. Utilisation des matériaux composites dans le nautisme

Les performances attendues dans le domaine du nautisme deviennent de plus en plus pointues (légèreté, résistance, rigidité et durabilité). Comme dans d'autres secteurs, les solutions composites se sont imposées (ex : les structures en carbone voire Figure 2.6).



Figure 2-6: Coque de bateau en matériau composite carbone/époxy [9]

Généralement les matériaux composites sont utilisés dans des conditions qui les exposent à des sollicitations sévères qui conduisent à leur défaillance.

2.3. Modes de sollicitations supportés par les composites en service

De par leur utilisation croissante dans les différents secteurs de l'industrie des transports, les matériaux composites sont amenés à travailler dans des conditions de plus en plus sévères que cela soit du point de vue mécanique que du point de vue environnemental. Il est donc primordial de comprendre les modes de sollicitation supportés par les composites en service.

2.3.1. Sollicitation statique et de fatigue

Dans le secteur du transport terrestre, les pièces composites utilisées sont souvent soumises à des sollicitations répétées et des vibrations dues aux conditions de roulage sévères. Dans le domaine de l'aéronautique, les études de Almond ([10][11]) montrent les différentes sollicitations statiques et de fatigues que peut subir un avion (Figure 2.7).

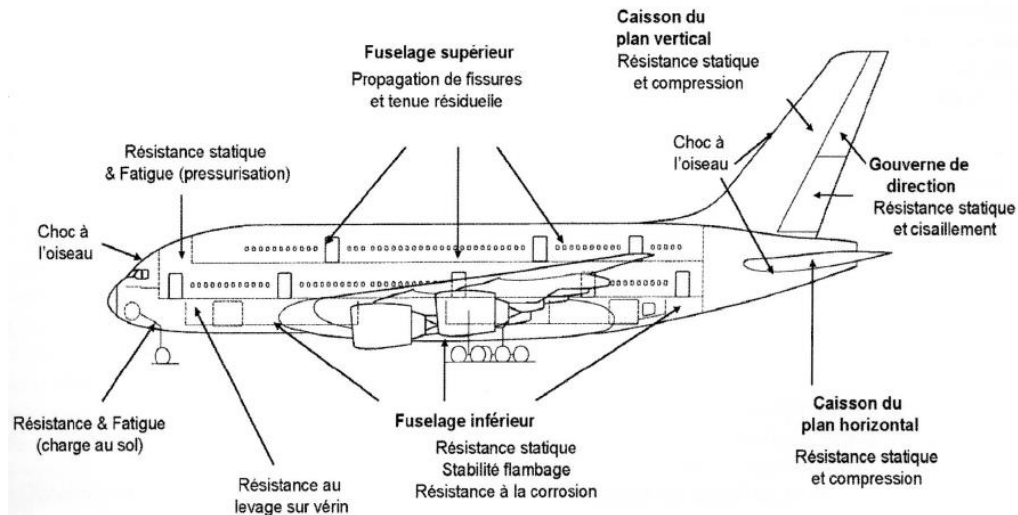


Figure 2-7: Différentes sollicitations mécaniques sur A380 ([10] [11])

Afin d'assurer la résistance à la fatigue des matériaux composites, Jones et al [3] ont réalisé une étude comparative de la durée de vie en fatigue des métaux et des matériaux composites. Les résultats ont montré que les matériaux composites ont une durée de vie en fatigue plus importante que les métaux (Figure 2.8). Néanmoins les composites montrent des signes de réduction de la rigidité avant la rupture tandis que les métaux ne montrent aucun signe annonciateur de la ruine.

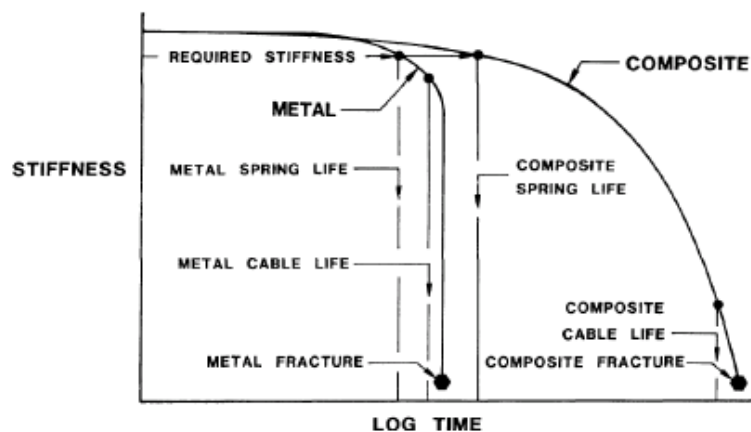


Figure 2-8: Comparaison du comportement en fatigue des composites et des métaux [3]

Reis et al [12] ont réalisé les essais de fatigue à une amplitude de fréquence constante de 10Hz sur un matériau composite carbone/époxy. Les essais ont été réalisés avec des ratios de contraintes -1; -0,5; -0,25; 0,05; 0,2 et 0,4. La durée de vie en fatigue des matériaux étudiés dépendent du ratio de contraintes. Pour les ratios de valeurs négatives, les contraintes en fatiguent des matériaux composites chutent drastiquement.

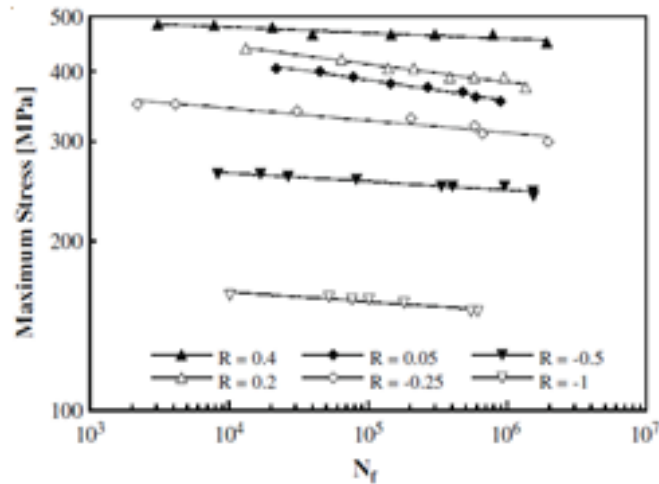


Figure 2-9: Influence du ratio de contraintes sur la durée de vie en fatigue [12]

2.3.2. Vieillessement des matériaux composites

Les structures composites utilisées dans le domaine du transport sont soumises à des conditions environnementales souvent sévères (variation de la température, de la pression, d'hygrométrie, et de la corrosion). Ces sollicitations conduisent à des modifications des propriétés du matériau ([10] [11]).

On parle de vieillissement du matériau lorsqu'apparaissent dans le temps des mécanismes au sein de celui-ci qui conduisent à la modification de ses propriétés physiques. Ce changement peut être dû à une instabilité propre du matériau, une interaction avec l'environnement, des sollicitations mécaniques, ou une combinaison de différents éléments donnant lieu à des couplages multi-physiques ([13] [14]).

Vieillessement hygrothermique

Ray et al [15] ont fait vieillir un matériau composite carbone/époxy à 60°C et 70°C avec 95% d'humidité relative. Ils ont noté une dégradation des valeurs des contraintes de cisaillement lorsque la température de conditionnement est élevée.

Bothelo et al [16] ont observé que la contrainte de cisaillement inter-laminaire (ILSS) diminue en raison de la plastification de la matrice d'absorption d'humidité (Figure 2.10). Ils ont observé une baisse de 8% et 5% des contraintes de cisaillement respectivement pour $[0/0]_s$ et $[0/90]_s$ quand on compare les contraintes cisaillement avant le vieillissement hygrothermique.

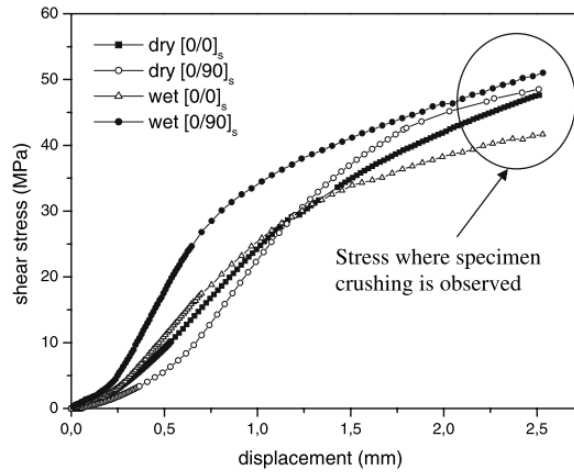


Figure 2-10: Contrainte de cisaillement en fonction du déplacement [16]

Vieillessement hydrique

Abanilla et al [17] ont fait vieillir des matériaux composites carbone/époxy dans l'eau ionisée à 23°C, 37°C et à 60°C. Ils ont remarqué que la rigidité de traction augmente avec la température.

Sala et al [18] ont fait des études sur les effets de quatre liquides sur des matériaux composites, eau, essence dichlorométhane, styrol. Ils ont observé comme le montre la figure 2.11 que tous font baisser la rigidité de l'échantillon $[0/90]_s$ de 2,4% en traction ainsi qu'en compression. La contrainte de compression baisse de 26,5% (Figure 2.11). L'échantillon $[45/-45]_s$ a vu baisser sa rigidité de 48,8% en traction, de 22,6% en compression et sa contrainte en compression de 4,1%.

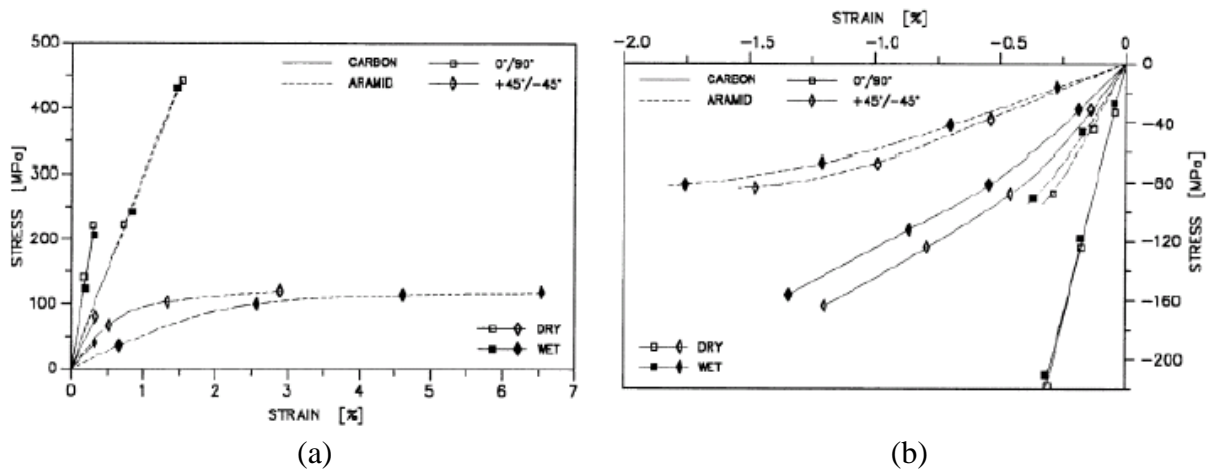


Figure 2-11: Courbes statiques contrainte-déformation (a) traction, (b) compression après conditionnement sec et immersion [18]

2.4. Problème d'impact des structures composites

Les structures composites sont victimes de chocs accidentels (impact d'oiseau, chute de grêlon, chute d'outils, impact de ballast, de gravillons). Une étude réalisée par Staszewski et al [19] a identifié l'impact comme étant le mode de chargement le plus critique pour les matériaux composites. La particularité des matériaux composites est qu'ils peuvent s'endommager sans laisser de traces visibles à l'extérieur lors des petits chocs. Ces impacts sont connus aussi comme étant dangereux pour l'intégrité structurelle du matériau. Le phénomène d'impact peut aller des configurations de faibles énergies (chute d'outils, chocs de maintenance) aux grandes énergies (ingestion d'oiseau, impact de grêlons, impact de gravillons). L'état d'endommagements est fonction du niveau d'énergie d'impact (Figure 2.12) [20]. En aéronautique et transport terrestre, la gamme d'énergie d'impact peut varier de faibles énergies aux grandes énergies (1-20000J) [21].

Les figures 2.13(a) et 2.13(b) présentent l'exemple du nez d'un avion A340 de la compagnie Iberia en 2012 qui a subi l'impact d'oiseau [22] et l'éclatement d'un moteur de A380 en 2010. Qui suite à l'explosion d'un disque de turbine a entraîné la destruction du carénage du réacteur, la perforation de l'aile et l'endommagement de la zone d'approvisionnement en kérosène.

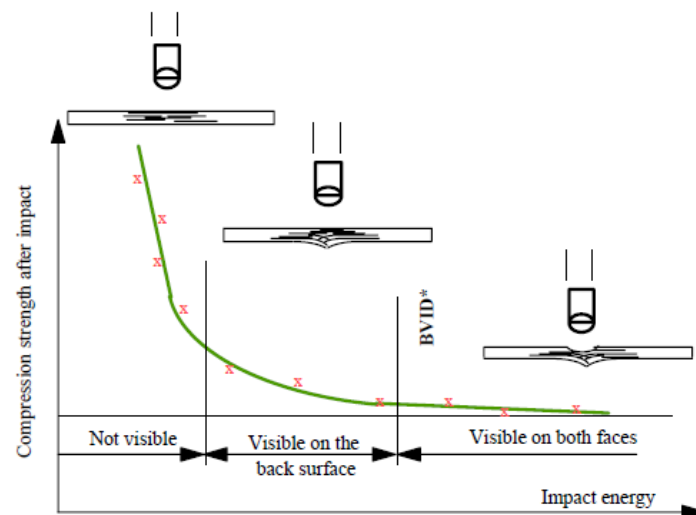


Figure 2-12: Courbe typique BVID d'un essai de compression après impact (CAI) [20]

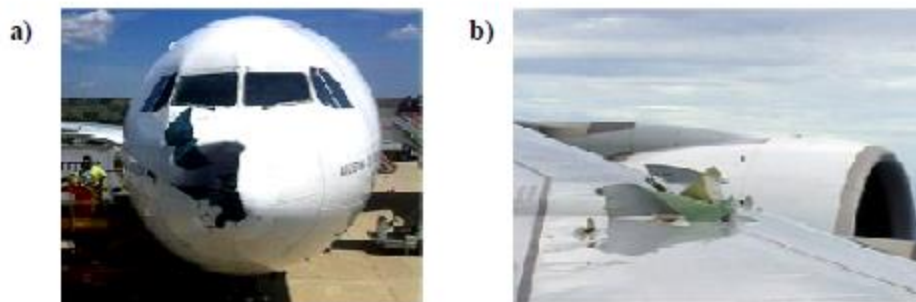


Figure 2-13: a) Impact oiseau sur A340 (Iberia); b) Impact de débris moteurs A380 (Quantas) [22]

De nombreuses études ont été menées afin d'étudier les différents impacts potentiels que peuvent subir les structures composites durant leur service. Pour cela différents types d'essai d'impact ont été développés. Les plus fréquemment utilisés sont les canon à gaz, les tours de chutes, le mouton pendule, le cantiliver. Le canon est plus souvent utilisé dans le cas de l'impact à moyenne ou à haute vitesse. Le cantiliver, le mouton pendule et la tour de chute sont utilisés dans le cas d'impact à faible énergie [23], (Figure 2 14).

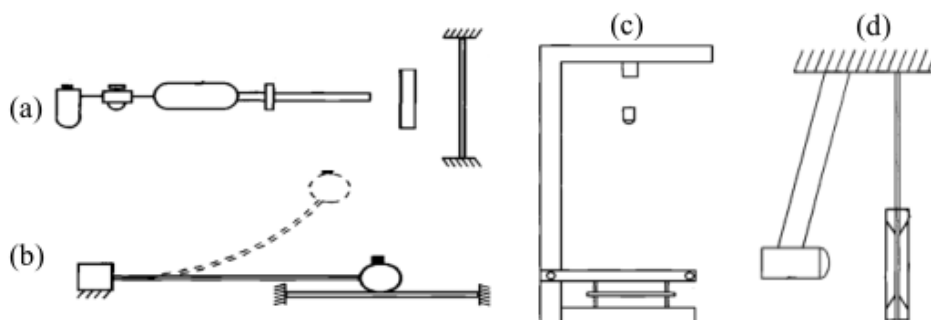


Figure 2-14: Différents types d'essais d'impact ; (a) canon à gaz, (b) Cantilever (c) Tour de Chute, (d) Mouton pendule [23]

Les études d'Abrate [23], Lopez-Puente et al [24] et Olsson [25] ont montré que la réponse à l'impact pour des faibles énergies est dominée par une flexion globale de la plaque. Par contre pour les impacts à haute énergie, la réponse est une combinaison de compression locale et de charge de cisaillement hors plan (Figure 2 15).

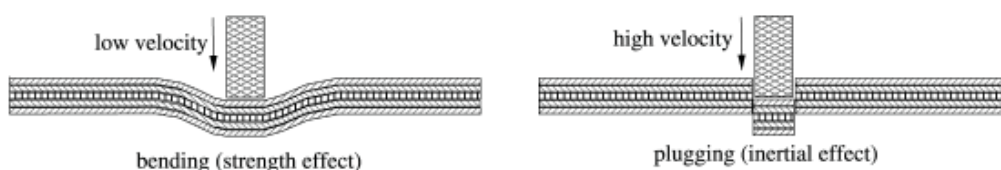


Figure 2-15: Effet de la vitesse d'impact sur le mode de rupture [24]

Les différentes catégories d'impact sont présentées dans le tableau 2.1.

Tableau 2.1: Description des différentes catégories d'impact ([21] [26])

| Type | Vitesse [m/s] | Masse[g] | Energies [J] | Dispositif d'essai |
|-----------------|---------------|----------|--------------|----------------------------|
| Faible vitesse | <50 | 50-30000 | 1-200 | Poids tombant |
| Moyenne vitesse | 50-200 | 1-200 | 1-4000 | Canon, Barres de Hopkinson |
| Haute vitesse | 200-500 | 5-500 | 100-20000 | Canon, Barres de Hopkinson |

Les impacts à basse vitesse sont caractérisés par des vitesses inférieures à 50m/s par des masses intermédiaires voire élevées: de 50g jusqu'à 30kg selon les applications (Chute d'objets pendant la fabrication, comportement du plancher des bus etc ([21] [26])).

Les impacts à très haute vitesse peuvent atteindre des vitesses de plusieurs kilomètres par seconde avec de très faible masse de l'ordre de quelques milligrammes ([27] [28]).

Généralement, pour décrire la réponse à l'impact des composites stratifiés, il est décrit dans la littérature de mesurer la force sur l'impacteur et éventuellement la déflexion ([29] [30]).

Dans la littérature, certains auteurs préfèrent filtrer les courbes afin de pouvoir supprimer les modes de vibrations liés au dispositif d'impact à l'instar de Guillaumat et al [31]. Cependant, Davies et Olsson [32], considèrent que pour les prévisions des essais d'impact à basse vitesse et basse énergie sur les composites à matrice organique; il est préférable de garder les données brutes. Ils considèrent que ce filtrage peut masquer des informations importantes, comme la chute brutale de la force de contact, associé à l'apparition des délaminages [33].

2.4.1. Impact à basse vitesse

Dans les structures de transport terrestre et aéronautique, les composants sont soumis à des impacts de faible énergie, basse vitesse. La réponse à l'impact est régie par la flexion de la structure. Abrate [23], indique que les impacts à basse vitesse engendrent un certain nombre d'endommagement: la rupture des fibres, la fissuration matricielle, le délaminage ([34] [35] [29] [36] [37]). Certaines études d'impact à basse vitesse, sont basées sur ces derniers paramètres d'endommagement afin d'évaluer les réponses à l'impact. Les études d'impact à

basse vitesse de Liu et al [38], Richardson et Wisheart et al [39] ont montré que la fissuration matricielle apparait avant le délaminage.

La figure 2.16 montre les différents endommagements qui apparaissent dans les structures composites lors d'un impact basse vitesse.

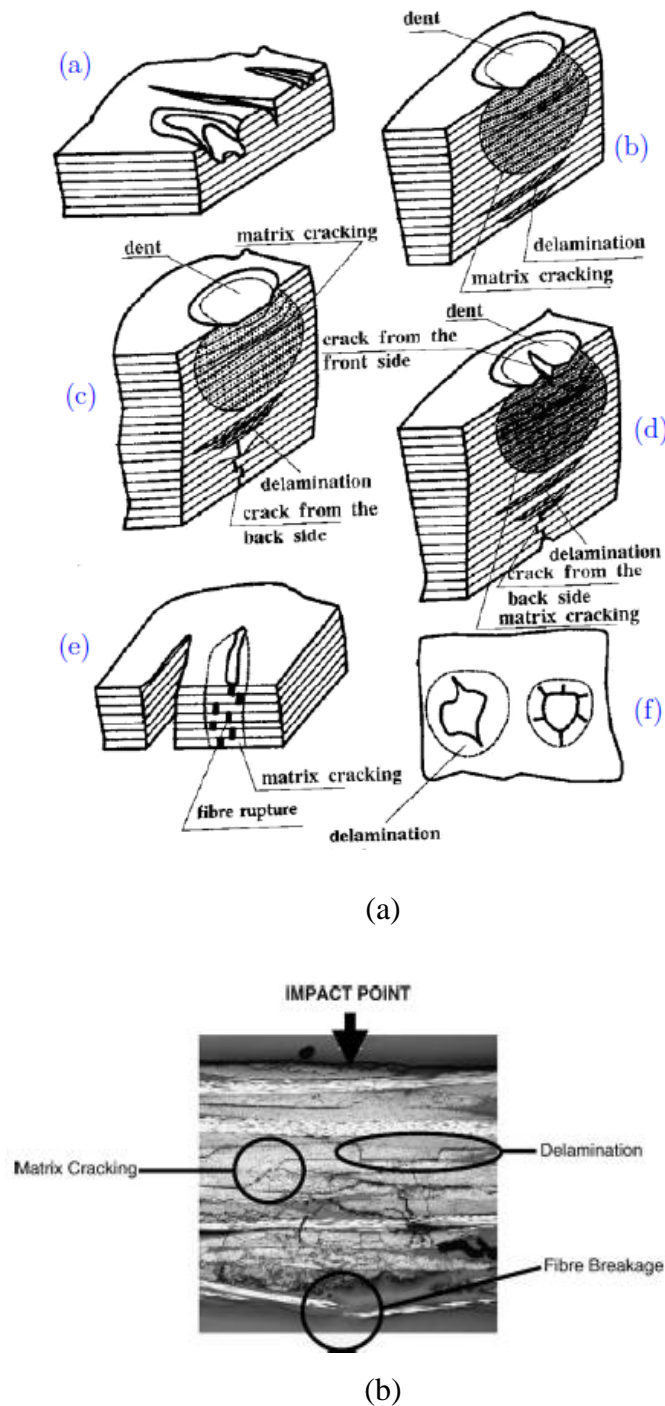


Figure 2-16: Identification des endommagements en impact basse vitesse au sein d'un matériau composite (a: [40], b: [41])

- **La rupture de fibres**

Généralement, la rupture des fibres dans un matériau composite est le résultat du dépassement de la limite élastique. Les fibres contribuent en plus grande partie à la résistance mécanique du matériau composite. Une rupture des fibres entraîne alors la diminution de la rigidité mécanique de l'ensemble de la structure ([42] [43] [44]). La rupture des fibres apparaît souvent au niveau de la face opposée où la contrainte a été appliquée à la plaque composite. Dans le domaine de l'aéronautique, ce type de rupture des fibres est difficile à détecter car elle se produit sur la face opposée qui n'est pas accessible à l'inspection.

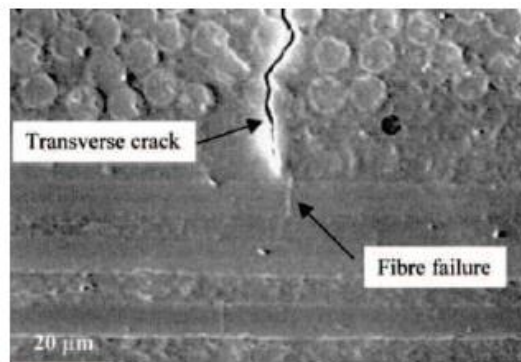


Figure 2-17: Rupture de fibres suite à une fissuration transversale de la matrice d'un composite carbone/époxy [45]

- **Le délaminage**

Cette rupture reste un problème prédominant dans le cas des matériaux composites. Le délaminage est un mécanisme prépondérant d'endommagement des matériaux composites multicouches. Le délaminage est le décollement des différents plans du composite ([43] [46]). Ce défaut peut s'étendre au sein du matériau. Afin d'examiner le délaminage au sein du matériau composite; Takeda et al [47] ont réalisé des essais d'impact sur du carbone / époxy d'une épaisseur de 1,5mm par le biais d'une tour de chute. Après avoir passé leurs échantillons au contrôle ultrasonore C-Scan et au microscope optique (Figure 2.18). Ils ont remarqué un délaminage généralement à l'interface entre deux plis d'orientations différentes.

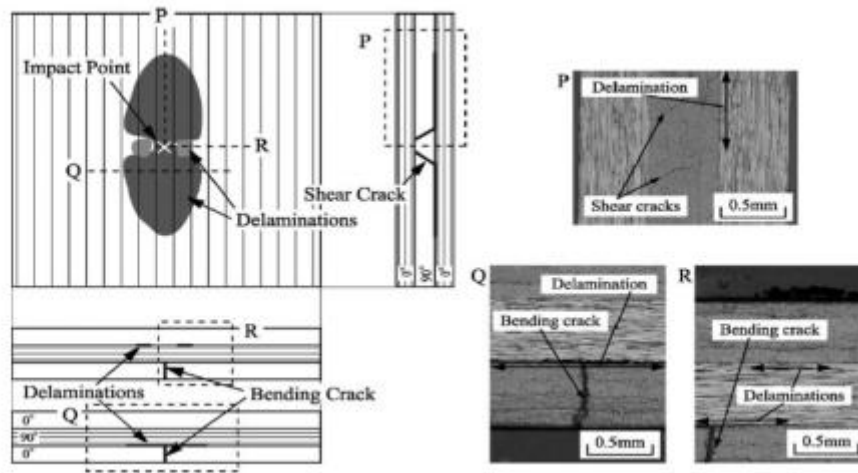


Figure 2-18: Evaluation du délaminage par contrôle ultrasonore pour un matériau composite soumis à un impact basse vitesse [47]

- **La fissuration matricielle**

La fissuration matricielle est l'apparition de microfissures dans les zones où l'hétérogénéité du milieu est importante ou en présence d'inclusions. Ces dernières peuvent se propager dans le sens longitudinal et transversal des fibres ([48] [49] [50] [51]).



Figure 2-19: Exemple de fissuration transverse de la matrice d'un stratifié carbone/époxyde [51]

2.4.2. Paramètres d'étude d'impact

Il est complexe de comparer les résultats d'impact de différentes études à cause de la grande variabilité des conditions expérimentales choisies par les auteurs: paramètre du projectile (vitesse, masse et forme), conditions aux limites, architecture des échantillons.

- **Effets des stratifications**

Hosur et al [52] ont réalisé des essais d'impact à énergie constante sur différentes stratifications: $D([0/\pm 45/90]_{5S})$, $E([0_2/\pm 45/0_2/\pm 45/0/90]_{2S})$, $F([\pm 45/0/90]_{5S})$, $G[\pm 45/0/90/(\pm 45_2/0/90)_2/(\pm 45_2/0/90)_2]_S$, $H[\pm 45/0/90/(\pm 45_2/0/90)_3/(\pm 45_2/0/90)]_S$ ayant les mêmes épaisseurs à différentes énergies. La figure 2 20 montre que les surfaces délaménées augmentent lorsque l'énergie d'impact est élevée. Ils remarquent également une influence de la stratification dans les réponses d'impact. La stratification H présente une surface délaminée plus importante que les trois autres (Tableau 2.2).

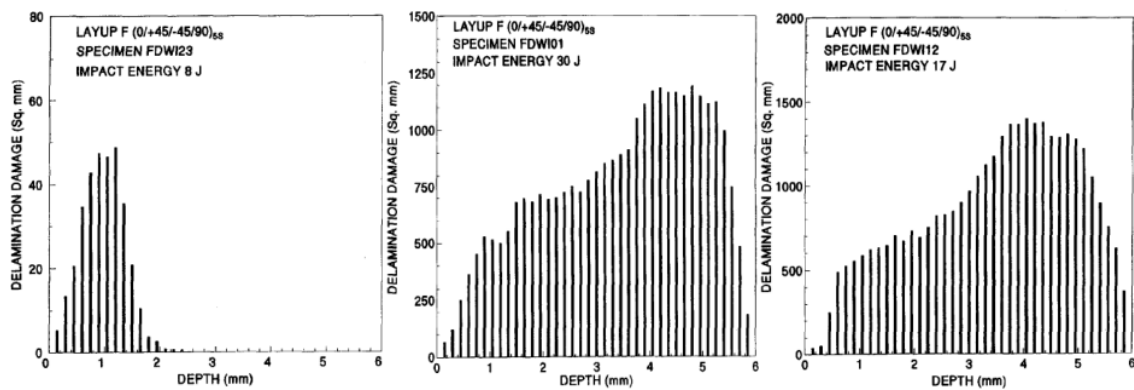
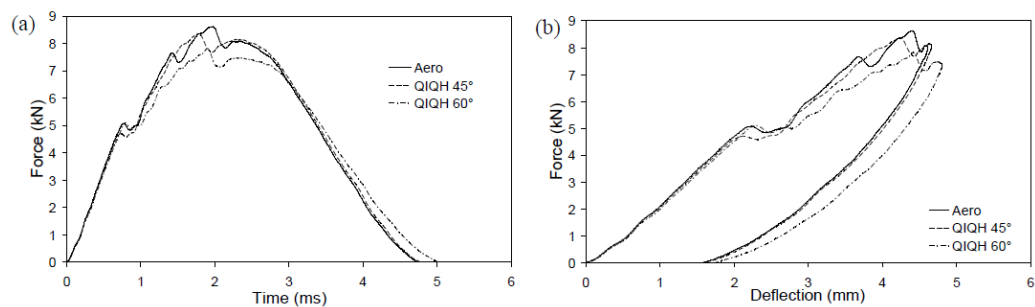


Figure 2-20: Surface de délamination en fonction de la profondeur à différentes énergies [52]

Tableau 2.2: Influence des séquences d'empilement sur les surfaces délaminées [52]

| Echantillon | Epaisseur (mm) | Energie d'impact (J) | Surface délaminée (mm^2) |
|-------------|----------------|----------------------|------------------------------|
| D | 6 | 12 | 28395 |
| E | 6 | 12 | 29429 |
| F | 6 | 8 | 307 |
| F | 6 | 17 | 32659 |
| F | 6 | 30 | 34006 |
| G | 6 | 8 | 370 |
| G | 6 | 17 | 33309 |
| G | 6 | 30 | 35958 |
| H | 6 | 8 | 502 |
| H | 6 | 17 | 35449 |
| H | 6 | 30 | 35772 |

D'autres études d'essais d'impacts à faible vitesse ont été menées dans la littérature comme entre autres les travaux de Ben MOKHTAR et al [53]. Les études ont été réalisées sur trois différentes stratifications (AERO, QIQH45, QIQH60). L'objectif de cette étude est d'évaluer la tolérance à l'endommagement des trois stratifications étudiées. Les résultats des essais impacts simples montrent clairement que la force maximale est élevée dans le cas de la stratification AERO suivie de QIQH45 et de QIQH60 (Figure 2 21).

**Figure 2-21: Courbes force-temps et force-déplacement pour un essai d'impact sur stratifications AERO, QIQH45, QIQH60 [53]**

- **Epaisseur de l'échantillon**

Caprino et al [54] ont étudié les effets de l'épaisseur des matériaux composites sur la résistance d'impact. La stratification utilisée est de $[(0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ)_n]_s$ où n est compris entre 1 et 4, faisant varier ainsi l'épaisseur de 1; 5; 3; 4; 5 et 6mm.

Ulven et al [55] ont analysé l'aptitude à la perforation et l'évolution de l'endommagement des plaques composites de carbone/époxy d'épaisseurs 3,2 et 6,5mm, les essais montrent que la perforation des échantillons d'épaisseur de 3,2mm est différente de celle des échantillons de 6,5mm. Cette observation est due à la souplesse des plaques moins épaisses.

- **Forme et taille de l'impacteur**

Plusieurs auteurs ont faits des études sur l'effet de la forme de l'impacteur. Ulven et al [55] et Mitrevski et al [56] ont réalisé des analyses de l'effet de la forme de l'impacteur sur la réponse des composites stratifiés tissés minces carbone/epoxy. Les différentes formes utilisées sont en acier hémisphérique, ogival et conique tous de diamètres de 12mm (Figure 2.22). Les échantillons impactés avec des impacteurs coniques absorbent plus d'énergie en raison de la concentration locale de l'endommagement. L'impacteur hémisphérique produit la plus grande force maximale et la plus faible durée de temps de contact. Seul l'impacteur hémisphérique produit un endommagement à peine visible à une énergie initiale d'impact faible tandis que les autres formes d'impacteurs produisent une indentation permanente. En ce qui concerne l'impacteur conique, il produit la plus faible force maximale et le plus grand temps de contact.

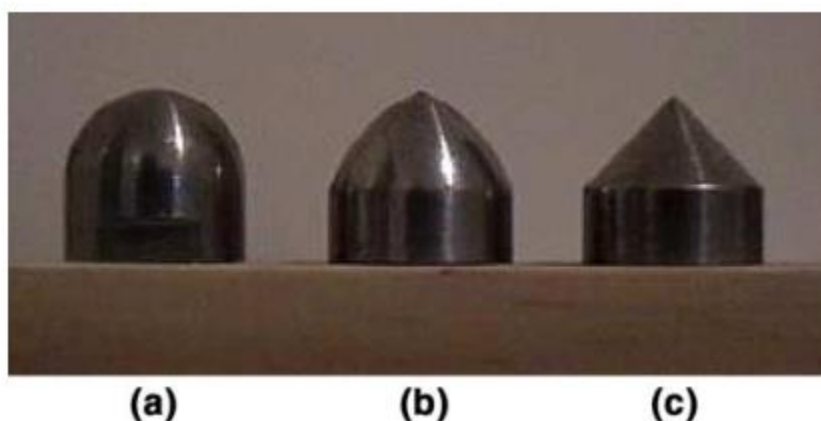


Figure 2-22: Géométrie des impacteurs de diamètre 12mm (a) Hémisphérique, (b) ogival et (c) conique [56]

Lee et al [57] ont effectué des essais d'impact à faible vitesse et énergie sur des composites stratifiés moulés en feuille (SMC). Les impacteurs de formes différentes ont été utilisées: coniques, plats, hémisphériques et semi-cylindrique pour impacter des échantillons d'épaisseur à une énergie d'impact initial de 54,5J. Ils ont remarqué que les impacteurs plats et hémisphériques produisent des mécanismes de défaillance similaires et un même niveau de dissipation d'énergie. Quant à l'impacteur semi-cylindrique, il produit une fissure se propageant verticalement. L'indentation locale induite par des impacteurs à plat et hémisphérique a entraîné une augmentation de la dissipation d'énergie par rapport à l'impacteur semi-cylindrique. L'impacteur conique engendre une pénétration locale sans une grande dissipation d'énergie d'impact.

2.4.3. Impact à haute vitesse

Les structures composites en aéronautique sont soumises à des impacts de haute vitesse par exemple à celui des grêlons (vitesse de déplacement peut avoisiner 1200km/h). On peut également noter l'impact des gravillons dans l'automobile. Pour des impacts à haute vitesse ou balistique, l'évolution de la vitesse du projectile est généralement difficile à mesurer de manière précise [58].

En ce qui concerne l'impact balistique, Caprino et al [54] ont fait des études avec un canon à air comprimé qui envoie un impacteur sphérique de faible masse à haute vitesse. Les vitesses de l'impacteur utilisées étaient 65m/s et 129m/s comme le montre le tableau 2.3. Généralement les essais réalisés à grande vitesse causent la perforation de la plaque composite, par contre les essais à faible vitesse entraînent le rebond de la bille sphérique.

Tableau 2.3: Caractéristiques de l'impact balistique [54]

| t (mm) | Dp (mm) | V ₀ (m/s) | N ₀ de l'échantillon | Perforation |
|--------|---------|----------------------|---------------------------------|-------------|
| 1,5 | 12,7 | 129 | 4 | oui |
| 3 | 12,7 | 129 | 3 | oui |
| 4,5 | 12,7 | 129 | 2 | oui |
| 6 | 12,7 | 129 | 3 | non |
| 3 | 20 | 129 | 3 | oui |
| 3 | 12,7 | 65 | 3 | non |

2.4.4. Impact sous contrainte

Les matériaux composites sont souvent soumis à de multiples sollicitations lors de leur utilisation. Les structures composites d'un avion en forme de coque sont généralement sous sollicitation de compression ou de traction. La figure 2.23 présente un avion soumis à des impacts de débris d'oiseaux ou encore la chute de grêlon (Figure 2.23)[59].

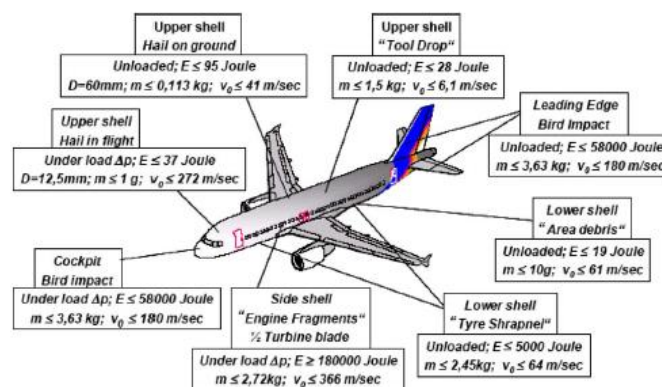
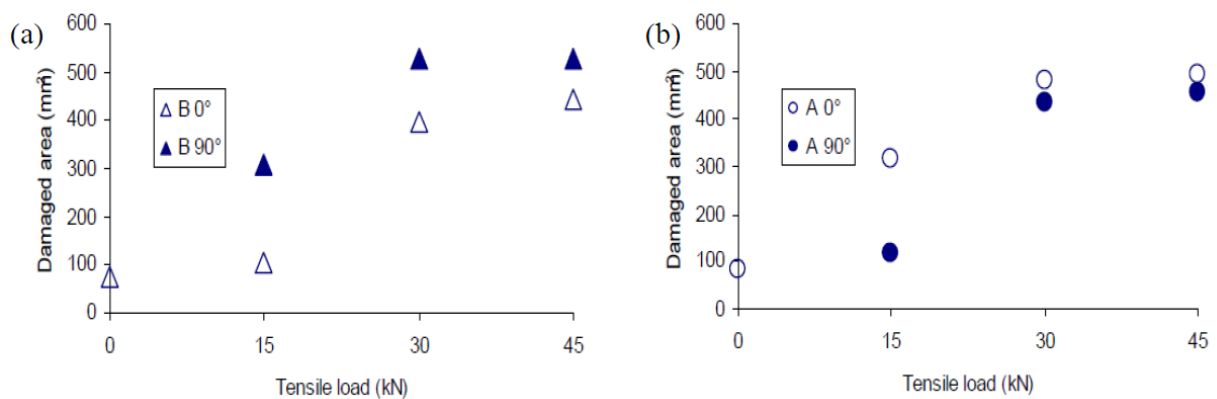


Figure 2-23: Scénario d'impact sur le fuselage d'avion sous précontrainte [59]

Herszberg et Weller [59] ont étudié l'étendu des endommagements causés par le biais d'un canon à gaz à différentes vitesses sur des matériaux composites en fibres de carbone sous chargement de compression. Ils ont évalué l'effet de l'impact sur la partie concave et convexe de la plaque. Ils ont remarqué que la surface concave est vite perforée lorsque la vitesse est élevée tandis que la surface convexe a une plage de perforation beaucoup plus grande.

Zhang et al [60] ont réalisé des essais d'impact sur un matériau composite à différentes énergies (12, 20, 32J) sous pré-chargement de 175-180kN. Ils ont remarqué une augmentation de la force maximale et de l'endommagement avec une baisse de la rigidité pour un matériau non pré-chargé. Par contre les plaques impactées sous pré-chargement, les forces d'impact diminuent conformément aux énergies d'impact.

Sicot et al [61] ont évalué l'influence de l'endommagement sur de différentes stratifications de carbone/époxy impactées et précontraintes. Deux stratifications A (QIQH45) et B (QIQH60) sont quasi-homogènes et quasi-isotropes avec les orientations des fibres particulières respectives dominées à 45° et 60°. La dernière stratification C est utilisée dans le domaine de l'aéronautique. La figure 2.24 montre les surfaces endommagées projetées d'impact sous un chargement de contrainte de tractions de 0,15; 30 et 45kN. Les impacts ont été réalisés sur des échantillons orientés à 0° et 90°. Les résultats ont montré que plus le chargement en traction augmente, plus les surfaces endommagées projetées aussi augmentent. Les études ont montré que les propriétés de rigidités de membrane et de flexion de A et B sont identiques. La stratification C a les mêmes rigidités de membrane avec les rigidités de flexion différentes. A et B ont les mêmes tendances de propagations de l'endommagement, par contre la propagation de l'endommagement C diffère un peu. Ceci peut être expliqué que l'endommagement à l'impact dépend de la rigidité de flexion de l'échantillon.



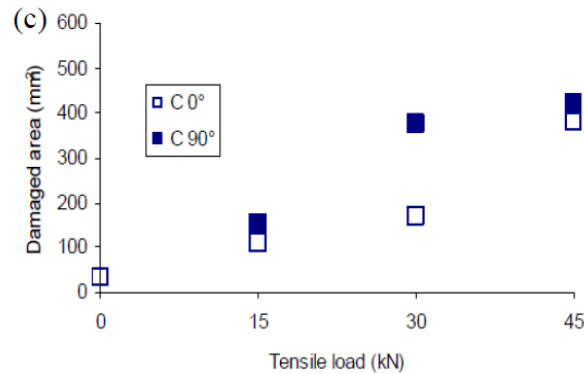


Figure 2-24: Surfaces endommagées projetées en fonctions des contraintes de traction de l'échantillon (a) B : QIQH60, (b) A : QIQH60, (c) C : AERO [61]

2.4.5. Evaluation de l'endommagement

Il existe différents types d'analyse de l'endommagement d'impact (contrôle ultrasonore, radiographie, thermographie, l'émission acoustique).

- **Ultrasons (C-Scan)**

De toutes les techniques de contrôles énumérées plus haut, les ultrasons sont à l'heure actuelle, la méthode reine pour la détection des défauts sur des matériaux composites. Pour pouvoir détecter les défauts au sein du matériau, cette méthode utilise les ondes sonores hautes fréquences (1MHz-25MHz) qui sont réfléchies ou atténuées par différents défauts du matériau composite. Généralement ces ondes sont générées par un transducteur piezo-électrique.

Cette méthode permet par conséquent de déterminer assez facilement les délaminages au sein du matériau composite.

Hosur et al [52] ont utilisé le contrôle ultrasonore pour évaluer l'endommagement après un essai d'impact sur du carbone /epoxy. Le procédé utilisé par ultrasons se fait par une transmission par balayage au cours duquel le récepteur est placé sur la face arrière de l'échantillon afin de recueillir les ondes ultrasonores transmises à travers l'échantillon.

Kaiys et Svilainis[62] ont eu recours à deux modes de traitement des impulsions ultrasonores, permettant d'avoir encore une image plus nette de la zone délaminée.

Takeda et al[47] ont analysé les endommagements dans un matériau composite après impact en utilisant à la fois le contrôle ultra-sonore et un microscope optique afin d'obtenir une

analyse précise de l'endommagement engendré par impact. La figure 2.25 montre l'image de C-Scan à différentes énergies d'impact.

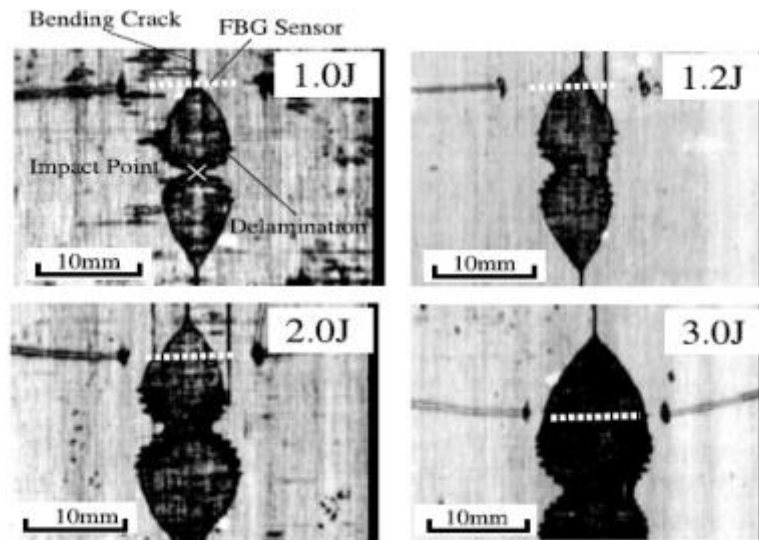


Figure 2-25: Image C-Scan de l'endommagement en fonction de l'énergie [47]

- **La radiographie**

Ce procédé permet de détecter les défauts du matériau en envoyant un flot de photons de haute énergie à partir d'un côté de la pièce et d'enregistrer les informations de l'autre côté de la surface opposée. De manière conventionnelle la radiographie utilise les rayons X comme source de radiation et enregistre les défauts internes [63].

Cette méthode permet de détecter dans les composites les vides suffisamment gros, les inclusions, la fracture en plis, les problèmes d'orientation de plis. Mais elle reste insensible aux petits défauts.

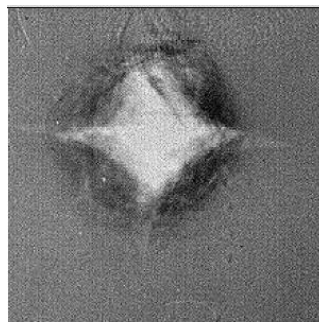


Figure 2-26: Image de radiographie de la face arrière après impact [64]

- **La thermographie**

La thermographie est une méthode basée sur le principe de l'altération de conductivité thermique locale du matériau. Elle permet de détecter la présence de défaut mais ne permet pas de détecter les défauts dans la profondeur [63].

Avdelidis et al [65] ont mené des investigations pour la localisation des défauts dans des pièces composites dans le domaine de l'aéronautique. Ils ont eu à faire usage à la thermographie, cette méthode a permis de localiser les défauts.

Moran et al [66] ont réalisé des contrôles de l'endommagement des plaques composites par thermographie et C-scan. Les images de la thermographie montre une image globale de l'endommagement alors que les images C-scan montrent les surfaces endommagées projetées de tous les plis (Figure 2.27).

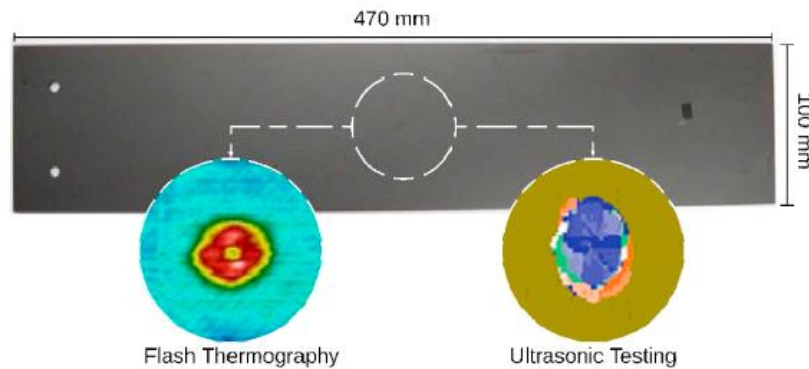


Figure 2-27: Image des surfaces endommagées pour une plaque impactée à 10J : Thermographie à gauche, C-Scan à droite [66]

- **Emission acoustique**

C'est une technique non destructive globale et rapide. Elle est bien adaptée aux applications de vérification de l'intégrité de grandes structures en minimisant fortement les temps d'intervention. C'est un phénomène qui permet de libérer d'énergie sous forme d'ondes élastiques transitoires résultant des micro-déplacements locaux internes à un matériau (fissures, inclusion, corrosion, délaminage, etc).

Chou et al [67] ont utilisé l'émission acoustique dans la détection de rupture de fibres, microfissures interlamianires, macrofissures et micro-délamination au sein du matériau composites stratifiés.

Benzzegagh et al [68] ont évalué l'endommagement au sein d'un matériau composite verre/polypropylène sain et endommagé par le biais de l'émission acoustique. L'approche

accoustique est basée sur la distribution de l'amplitude. A chaque amplitude est attribuée un mode de rupture au sein du matériau composite (voir Figure 2.28).

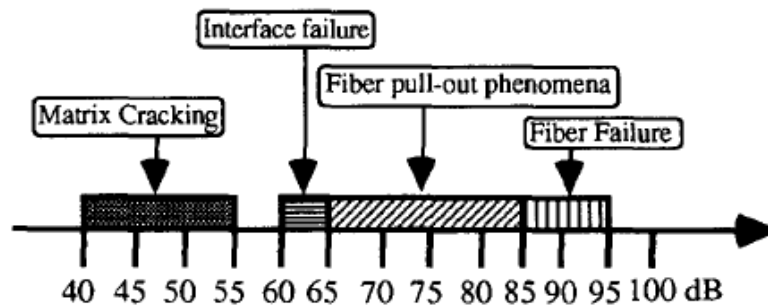


Figure 2-28: Surfaces endommagées de la plaque impactée à 10J : thermographie à gauche, C-Scan à droite, [68]

- **Complémentarité entre les techniques**

Dans le but d'avoir une meilleure précision dans la mesure de l'endommagement au sein du matériau; certains auteurs ont essayé de combiner plusieurs méthodes en vue de comparer les résultats donnés par chaque technique et vérifier la complémentarité de chaque méthode.

Imielinska et al [2004] ont couplé le contrôle ultrasonore C-Scan et les rayons X pour cartographier les endommagements issus des essais d'impacts sur des plaques composites. La méthode est plus facile à réaliser par rapport aux rayons X.

Gros et al [69] ont combiné les données à partir de courants de Foucault et les essais de thermographie infrarouge pour avoir les meilleurs résultats en déterminant les défauts au sein du matériau.

Aymerich et al[70] ont fait une comparaison entre les images obtenues par rayons X et par contrôle ultrasonore pour une énergie d'impact faible de 3.5J et 5J sur du carbone/epoxy. Les études ont montré que l'endommagement pli par pli est plus évident dans le cas des images C-Scan que les images de rayon X pour les faibles énergies d'impact. Les codes couleurs utilisées par C-Scan permettent de différencier les endommagements de chaque plis (Figure 2.29).

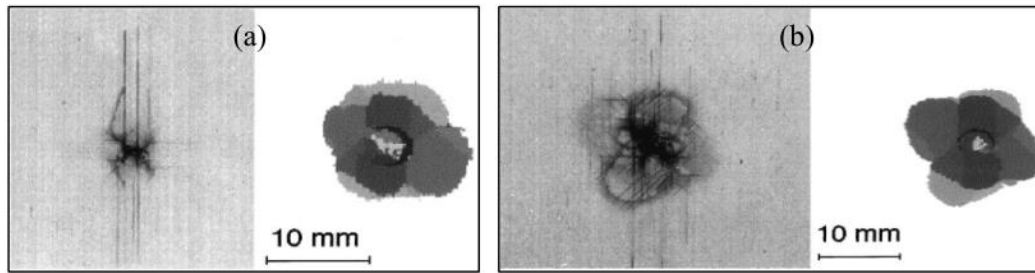


Figure 2-29: Image de rayon X (gauche) Image C-Scan (droite) aux énergies d'impact de (a) 3,6J, (b) 5J [70]

Garnier et al[71] ont étudié quatre méthodes d'essais non destructifs, le contrôle par ultrasons, infrarouge, la thermographie, la shearographie. Ils ont réussi à déterminer que les trois méthodes permettent de déterminer l'emplacement des défauts au sein du matériau, bien que la méthode la plus précise reste le contrôle ultrasonore.

2.5. Multi-impacts

La chute répétitive des grêlons est un problème fréquent en aéronautique. Dans le domaine de l'automobile, les éléments de structures, notamment de carrosserie, sont exposés aux impacts de gravillons présents sur les routes. Il s'agit de particules de faibles masses (quelques grammes), mais possédant une grande énergie qui peuvent causer des endommagements non négligeables.

Amaro et al [72] ont mené des études sur l'influence de multiples impacts sur des composites graphite/époxy à différentes énergies d'impact. Les réponses aux impacts ont montré que la force maximale et le déplacement de l'impact augmentent lorsque l'énergie d'impact augmente.

Dans une étude ultérieure, Amaro et al [73] ont évalué l'effet de la température sur la tolérance aux essais multi-impacts. A une énergie relativement élevée, aucune influence de la température n'a été observée. Par contre pour une faible énergie d'impact, ils remarquent une influence de la température. Le stratifié atteint la rupture plus rapidement lorsque la température est basse (Figure 2.30).

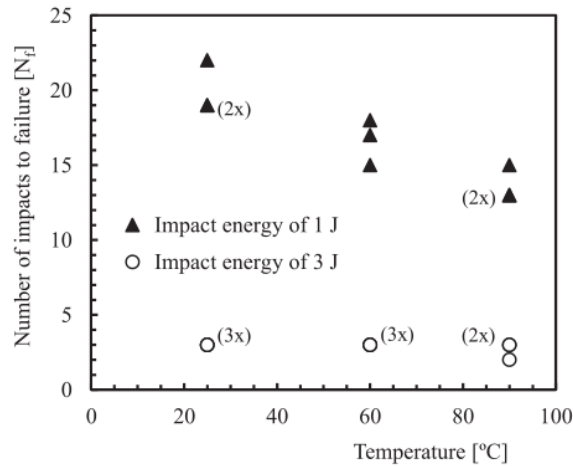


Figure 2-30: Nombres d'impacts à rupture en fonction de la température d'essais [73]

De Moraes et al [74] ont noté que la séquence d'empilement du stratifié avait une influence significative sur le comportement sous de multiples impacts. Il a été montré que les plis croisés non symétriques ont un meilleur comportement aux essais multi-impacts que les matériaux unidirectionnels (Figure 2.31).

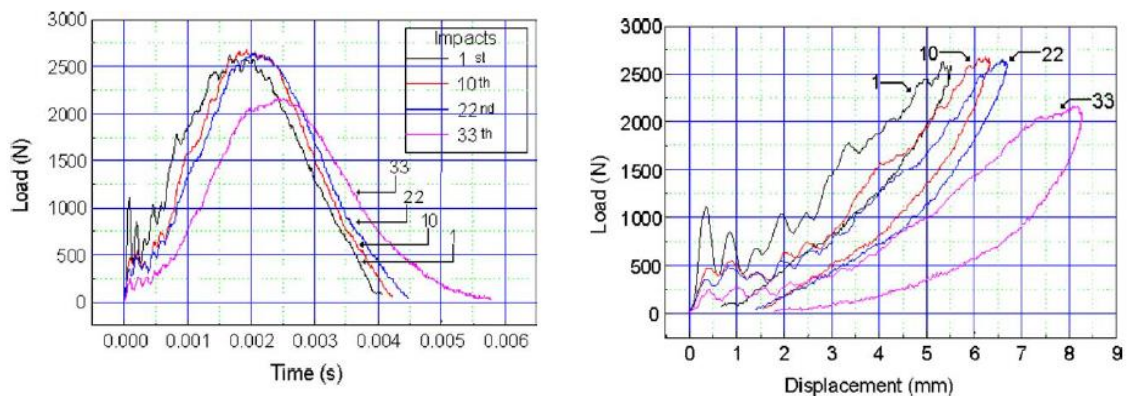


Figure 2-31: Courbes de réponses multi-impacts Force-déplacement, Force-Temps [74]

Guillaumat et al [75] ont réalisé les essais multi-impacts, ils ont remarqué que le pic de force varie avec le nombre d'impacts. Le premier impact est caractérisé par un front raide à la réponse tandis que le deuxième impact montre une augmentation significativement plus faible. Ceci est attribué à une diminution de la rigidité locale après le premier impact.

2.6 Modélisation de l'impact sur matériaux composites

Dans cette section, il sera question d'introduire les différentes approches numériques pour modéliser le comportement d'endommagement d'un matériau composite soumis à l'impact. La modélisation du comportement de ces matériaux est basée sur la méthode des éléments finis. Pour réaliser une modélisation robuste, il est alors important de définir correctement les conditions aux limites, la géométrie et les propriétés mécaniques du matériau ainsi que le chargement.

L'objectif principal de cette étude est d'évaluer différentes approches numériques permettant de modéliser les phénomènes d'endommagements au sein du matériau composite.

La modélisation numérique est généralement faite dans le cadre de reproduire numériquement les réponses obtenues expérimentalement et d'étendre les résultats à des configurations plus larges ne pouvant pas être étudiées d'un point de vue expérimental.

2.6.1. Rupture des matériaux composites

L'identification expérimentale des contraintes et déformations à rupture des matériaux sont une nécessité pour alimenter un critère de rupture. Ainsi ces paramètres sont identifiés selon les essais spécifiques de caractérisations mécaniques particuliers comme les essais de traction, compression, de cisaillement [1].

2.6.1.1. Modélisation de l'endommagement

Dans la littérature, deux approches numériques sont utilisées pour modéliser les phénomènes d'endommagement: le modèle continu et le modèle discret [76]. La différence entre ces deux modèles réside dans la discontinuité du déplacement. Le modèle d'endommagement continu ne prend pas en compte cette discontinuité de déplacement et introduit une dégradation de la rigidité de l'élément volumique tandis que le modèle d'endommagement discret tient compte de la cinématique du saut en déplacement. La discontinuité du déplacement dans un pli, liée à rupture fibres ou à fissuration matricielle, peut être modélisée avec des éléments cohésifs [77]. On peut classer la méthode d'endommagement en quatre niveaux (Figure 2.32).

Niveau 1 : Le modèle continu (Figure 2.32a) [78], le but de cette méthode est de fournir une description mathématique liée à l'endommagement avec les caractéristiques mécaniques. Cela inclut généralement à la fois l'initiation et la croissance de l'endommagement. Pour les matériaux composites avec des mécanismes complexes d'endommagement, plusieurs variables peuvent être utilisés pour représenter la séparation au sein du matériau composite. Par exemple Maimi et al [79] proposent une loi de comportement permettant de prédire l'apparition et la croissance de la rupture inter-laminaire.

Niveau 2 : Le modèle continu décrivant la rupture d'un pli est conjugué avec un modèle discret pour modéliser le délaminage (endommagement inter-laminaire). Par conséquent, on insère des éléments cohésifs entre les plis (Figure 2.32b).

De nombreuses études ([80] [81] [82]).de modélisations des matériaux composites dans la littérature est basée sur le modèle discret (insertion des éléments cohésifs).

Niveau 3 : Certains auteurs dans la littérature introduisent non seulement les éléments d'interfaces mais aussi pour la fissuration matricielle (Figure 2.32c). Il est plus réaliste lorsque les composites stratifiés ont une rupture dominée par la matrice.

Niveau 4 Le modèle discret d'endommagement (Figure 2.32d) utilise les éléments d'interfaces pour les différents types d'endommagement au sein du matériau composite.

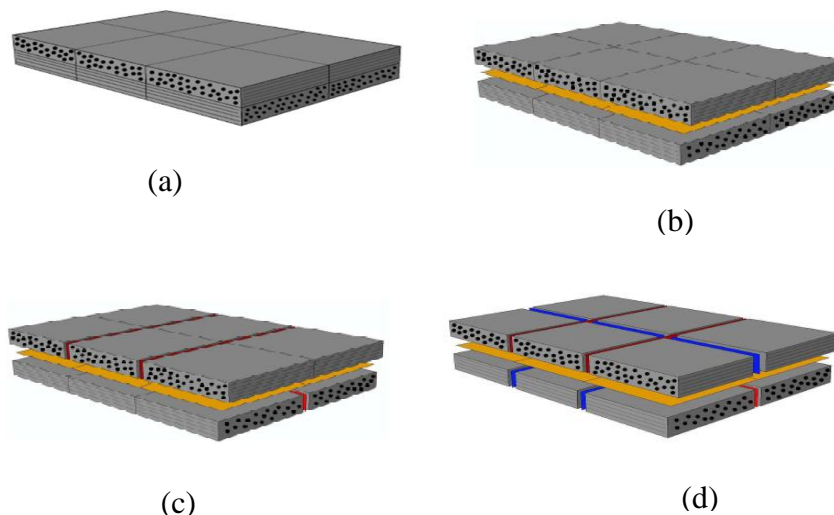


Figure 2-32: Différents modèles d'endommagement
(a) Niveau 1: Modèle d'endommagement continu
(b) Niveau 2: Modèle discret : élément d'interface pour le délaminage
(c) Niveau 3: Modèle discret: élément d'interface pour le délaminage et la fissuration matricielle

2.6.1.2. Critères de rupture du pli

Pour prédire numériquement l'endommagement (rupture des fibres, la fissuration matricielle) au sein du matériau composite, certains critères sont souvent utilisés à savoir le critère de Hashin, Chang-Chang, Tsai-wu.

Ces critères sont utilisés généralement dans le cas de modélisation de l'endommagement des matériaux composites. Le critère de Hashin [83] est largement utilisé dans la littérature dans le cadre d'une approche bidimensionnelle et trimensionnelle. Ce critère se repose sur le calcul des contraintes avec les quatre modes de rupture à savoir la rupture des fibres en traction et en compression et la fissuration matricielle en traction ainsi qu'en compression.

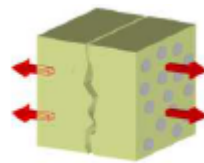
Le critère de Chang-chang est aussi énormément utilisé, dû au fait qu'il décrit correctement le comportement des matériaux composites. Il applique le critère d'interaction quadratique d'Hashin, et inclue le comportement non linéaire à la rupture en cisaillement du matériau.

Les modes de rupture selon le critères de Hashin d'un matériau composite [83]

1. Rupture des fibres

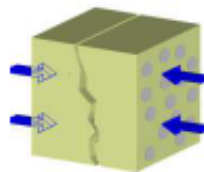
- Traction $\sigma_{11} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.1})$$



- en compression $\sigma_{11} \leq 0$

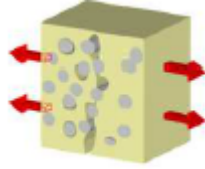
$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.2})$$



2. Rupture matricielle

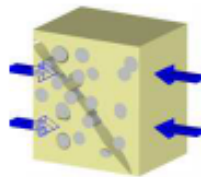
- Traction pour $\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T^2}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.3})$$



- compression pour $\sigma_{22} + \sigma_{33} \leq 0$

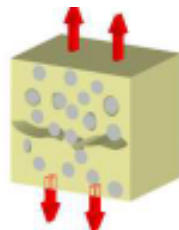
$$\left[\left(\frac{\sigma_{11}}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c}\right) + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 + \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.4})$$



3. Rupture interlaminaire en

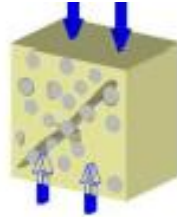
- traction pour $\sigma_{33} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.5})$$



- compression $\sigma_{33} \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 = \begin{cases} \geq 1 & \text{rupture} \\ < 1 & \text{pas de rupture} \end{cases} \quad (\text{eq 2.6})$$



Où σ_{ij} désignent les composantes du tenseur de contrainte. X_T, Y_T, Z_T indiquent les contraintes à rupture en traction dans la direction longitudinale, transversale et normale respectivement. De même. X_C, Y_C, Z_C désignent les contraintes à rupture en compression dans la direction longitudinale, transversale et normale respectivement. En outre, S_{12}, S_{13}, S_{23} désignent les contraintes en cisaillement dans les directions 12; 13; 23.

Les figures 2.35 montrent les résultats des courbes typiques en traction et en compression.

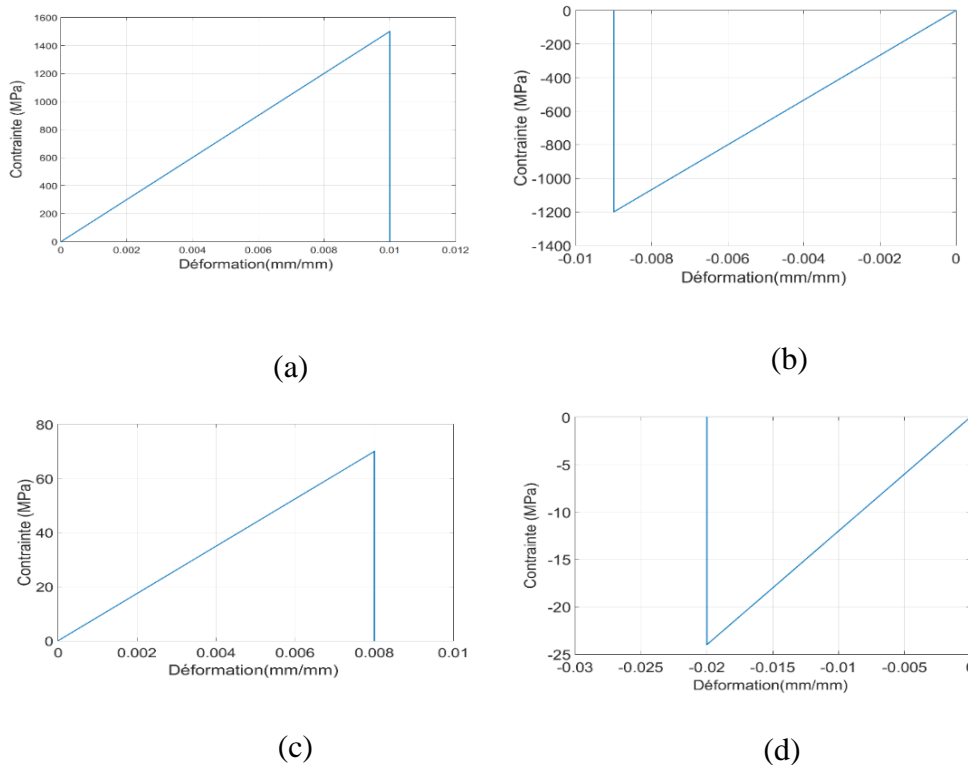


Figure 2-33: Courbes typiques de (a) traction 0° , (b) traction 90° (c) compression 0° , (d) compression 90°

Pour les modes de rupture de Chang-Chang [84] on a:

1. Rupture des fibres

- Traction $\sigma_{11} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \gamma \left(\frac{\sigma_{11}}{S_{12}}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 2.7})$$

- compression $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 2.8})$$

2. Rupture matricielle

- Traction $\sigma_{22} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 2.9})$$

- compression $\sigma_{22} \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 2.10})$$

Le modèle introduit par Tsai-wu [85] utilise le même critère de Chang-Chang sauf pour la fissuration matricielle en compression qui est régit par l'équation:

$$\frac{\sigma_{22}^2}{Y_c Y_T} \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \frac{(Y_c - Y_T)\sigma_{22}}{Y_c Y_T} - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 2.11})$$

Les modes de ruptures selon les critères de contrainte maximum et de déformation maximum [83] d'un matériau est composite.

Critère de contrainte maximale

1 Rupture des fibres

- Traction $\sigma_{11} \geq 0$

$$\sigma_{11} \geq X_T \quad (\text{eq 2.12})$$

- Compression $\sigma_{11} < 0$

$$\sigma_{11} \leq X_C \quad (\text{eq 2.13})$$

2 Rupture matricielle $\sigma_{22} \geq 0$

- Traction

$$\sigma_{22} \geq Y_T \quad (\text{eq 2.14})$$

- Compression $\sigma_{22} < 0$

$$\sigma_{22} \geq Y_C \quad (\text{eq 2.15})$$

Le critère est atteint lorsque l'endommagement est égal à 1.

Critère de déformation maximale

1 Rupture des fibres

- Traction $\varepsilon_{11} \geq 0$

$$\varepsilon_{11} \geq \varepsilon_T \quad (\text{eq 2.16})$$

- Compression $\varepsilon_{11} < 0$

$$\varepsilon_{11} \leq \varepsilon_C \quad (\text{eq 2.17})$$

2 Rupture matricielle $\varepsilon_{22} \geq 0$

- Traction $\varepsilon_{22} \geq 0$

$$\varepsilon_{22} \geq \varepsilon_T \quad (\text{eq 2.18})$$

- Compression $\varepsilon_{22} < 0$

$$\varepsilon_{22} \geq \varepsilon_C \quad (\text{eq 2.19})$$

Le critère est atteint lorsque l'endommagement est égal à 1.

2.6.1.3.1. Modélisation du délaminage

L'un des plus importants modes d'endommagement au sein d'un matériau composite est le délaminage. Cet endommagement apparaît à l'interface entre deux plis [86]. Les stratifiés composites sont très sensibles à l'initiation et la propagation du délaminage le long des interfaces. Cela peut entraîner une réduction de la force et de la stabilité dans le plan, potentiellement conduire à la rupture catastrophique de l'ensemble de la structure [87].

Les contraintes inter-laminaires sont influencées par l'orientation des fibres au sein du matériau composite. La propagation du délaminage à l'interface comporte trois modes de rupture principaux (Figure 2.34) [88]:

Mode I (mode d'ouverture) correspond aux contraintes de traction générées par le déplacement perpendiculaire au plan de rupture.

Mode II (mode de glissement) correspond à une contrainte de cisaillement dans le plan de fissure générée par le déplacement perpendiculaire au front de fissure.

Mode III (mode de cisaillement) correspond à une contrainte de cisaillement générée dans le plan parallèle au front de fissure [89].

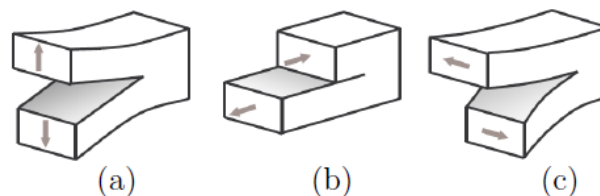


Figure 2-34: Modes de délaminage
(a) Mode I (b) Mode II, (c) Mode III [88]

Le délaminage peut se modéliser selon deux approches différentes à savoir les éléments cohésifs et les surfaces de contact.

- Les éléments cohésifs
Les éléments cohésifs sont implémentés entre les couches en ajoutant des degrés de libertés supplémentaires
- Les surfaces de contact (tiebreak)
La séparation entre deux plis est assurée par les surfaces de contact sans aucun élément intermédiaire. Le temps de calcul avec les surfaces de contact est relativement moins élevé qu'avec les éléments cohésifs [90].

Les deux méthodes de modélisation de délaminage d'un matériau composite sont basées sur le critère d'amorçage et le critère de propagation du délaminage.

- **Critères d'amorçage**

Le principe des critères de rupture est basé sur la détermination du champ de contraintes et de déformations nécessaires pour créer une fissure [88].

Les critères les plus utilisés sont les critères de contraintes maximales [83].

$$\sigma_{33} \geq Z_T; \tau_{13} \geq S_{13}; \tau_{23} \geq S_{23} \quad (eq\ 2.20)$$

Où, Z_T est la résistance inter-laminaire relative au mode I, S_{13} celle relative au mode II et S_{23} celle relative au mode III. Ce critère de contrainte maximale ne prend pas en compte les couplages entre les différents modes de rupture. D'autres critères semblent plus adaptés comme le critère de Hashin [83] et une extension proposée par Brewer [88]. Il prend en compte la différence entre la contrainte hors-plan en traction pure et en compression pure.

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (eq\ 2.21)$$

$$\left(\frac{\langle\sigma_{33}\rangle_+}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\langle\sigma_{33}\rangle_-}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (eq\ 2.22)$$

- **La mécanique élastique linéaire de la rupture**

La propagation d'une fissure peut être décrite par des approches basées sur la mécanique élastique linéaire de la rupture. Ces approches permettent d'avoir le taux de restitution d'énergie G en pointe de fissure. La propagation de la fissure est assurée lorsque ce taux de restitution d'énergie est supérieur au taux d'énergie critique G_C [91].

La modélisation de la propagation de délaminage peut être modélisée par la loi Puissance [97] ou la loi de Benzeggagh-Kenane [98].

La forme générale de la loi puissance est :

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^{\alpha_p} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^{\alpha_p} + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^{\alpha_p} \geq 1 \quad (eq\ 2.23)$$

α_p est le paramètre qui est ajusté par des essais expérimentaux. Ce critère permet de retrouver les critères classiques: le critère linéaire ($\alpha_p = 1$) et le critère quadratique ($\alpha_p = 2$)

La forme générale du critère de Benzeggagh-Kenane et al :

$$\text{En 2D : } G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^n \quad (\text{eq 2.24})$$

$$\text{En 3D } G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^n \quad (\text{eq 2.25})$$

La propagation de la fissure est régie par la dégradation au terme de la variable d'endommagement d basées sur des loi bilinéaire [92] , trapézoïdale [93], polynomiale [94] et linéaire polynomiale [95].

La figure 2.35 illustre une courbe bilinéaire d'essai de sollicitation en traction.

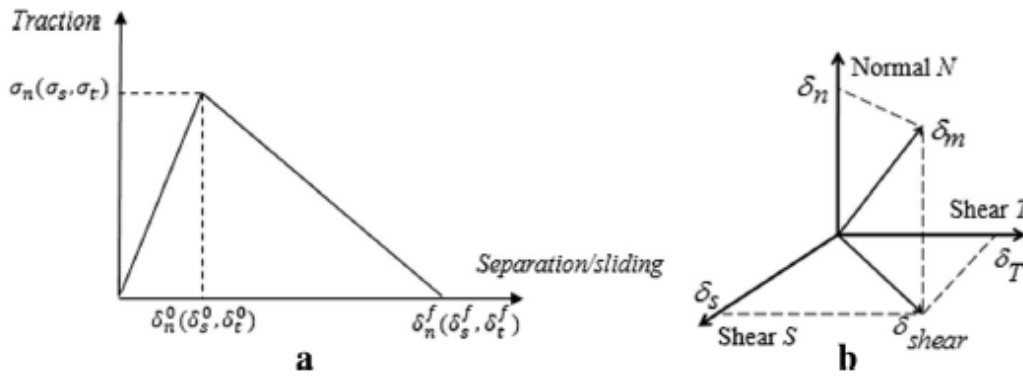


Figure 2-35: Courbe de traction séparation bilinéaire en (a) ouverture (b) cisaillement [96]

$$d = \frac{\delta_m^f (\delta_m - \delta_m^0)}{\delta_m (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (\text{eq 2.26})$$

δ_m est la valeur de déplacement du mode mixte pendant le chargement (Figure2.35). δ_m est obtenu par l'expression suivante :

$$\delta_m = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_{shear}^2} = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (\text{eq 2.27})$$

Avec δ_m^f déplacement effectif finale et δ_m^0 déplacement effectif de l'endommagement initial. δ_m^f peut-être obtenu aussi sur la base des énergies de rupture par deux approches: la loi de puissance [97] (eq 2.28) et la loi de Benzeggagh-Kenane (BK) [98] (eq 2.29).

$$\delta_m^f = \begin{cases} \frac{2(1 + \beta^2)}{K \delta_m^0} \left[\left(\frac{1}{G_{IC}} \right)^{\alpha_p} + \left(\frac{\beta^2}{G_{IC}} \right)^{\alpha_p} \right]^{-1/\alpha_p} \delta_n > 0 \\ \sqrt{(\delta_s^f)^2 + (\delta_t^f)^2} \delta_n < 0 \end{cases} \quad (eq\ 2.28)$$

$$\delta_m^f = \begin{cases} \frac{2}{K \delta_m^0} [G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \xi^n] \delta_n > 0 \\ \sqrt{(\delta_s^f)^2 + (\delta_t^f)^2} \delta_n < 0 \end{cases} \quad (eq\ 2.29)$$

De nombreuses études de modélisation des éléments cohésifs sont basées sur le critère d'amorçage et de propagation ([99] [100] [101] [102] [103] [104]). La zone d'éléments cohésifs ne représente aucune propriété physique dans le matériau, mais par contre décrit la force cohésive qui permet de décrire la modélisation de la propagation de délaminage [105].

2.7. Conclusion

Dans la littérature, de nombreuses études expérimentales ont été dédiées aux essais mono-impacts permettant de relier, les conditions d'utilisations réelles des structures composites. On peut trouver des exemples comme la chute d'outils lors de leurs assemblages, impact des oiseaux en aéronautique. Ces chocs engendrent un certain nombre de défauts au sein de la structure composite qui mettent en péril l'intégrité structurelle de la pièce composite.

Cette étude bibliographique met en exergue un autre aspect d'étude basée sur la modélisation numérique des matériaux composites. L'étude bibliographique sur la modélisation numérique a permis de montrer les différentes échelles de modélisation éléments finis de matériau composite. Différents types de modèle d'endommagement sont largement étudiés en vue de faire un choix du critère de rupture adéquat qui pourra traduire fidèlement le comportement de notre matériau d'étude.

De nombreuses études ont été consacrées aux essais mono-impacts dans la littérature, mais peu d'attentions ont été portées aux études multi-impacts jusqu'à ce jour. Néanmoins les structures composites sont généralement soumises à des chocs multi-impacts durant leur utilisation comme la chute des grêlons en aéronautique, l'impact des gravillons sur les routes. L'apport d'impacts répétitifs sur une structure composite introduit un nouvel état de l'endommagement au sein du matériau composite. L'étude multi-impact est alors nécessaire en vue d'évaluer les différents phénomènes endommagements au sein des structures composites durant leur utilisation.

MATERIAUX ET CARACTERISATION

MECANIQUE

Dans une première partie, ce chapitre décrit le matériau d'étude et le procédé utilisé pour la fabrication. La deuxième partie présente les résultats des essais de caractérisation des propriétés mécaniques du matériau en termes de modules, de contraintes à rupture et de taux de restitution d'énergie en mode I, mode II et mode mixte I+II. Ces données permettront par la suite d'alimenter le modèle numérique développé.

3.1. Matériaux et fabrication

Le matériau utilisé pour réalisation des plaques est un matériau composite unidirectionnel carbone/époxy pré-imprégné référencé CTE1 15 fabriqué par STRUCTIL® (masse surfacique $\mu = 150 \pm 2g/m^2$). Le pré-imprégné est constitué de fibres de carbone de type TR50SH avec une fraction volumique de 62% et de résine époxyde de type R367-2 avec une fraction volumique de 38%.

Toutes les plaques composites fabriquées pour les études d'impact sont composées de 24 plis. Ces plaques sont fabriquées par thermocompression suivant le cycle recommandé par le fabricant et illustré dans la Figure 3.1.

Après la fabrication des plaques, on fait un contrôle d'épaisseur et on obtient une valeur moyenne de 3,6mm.

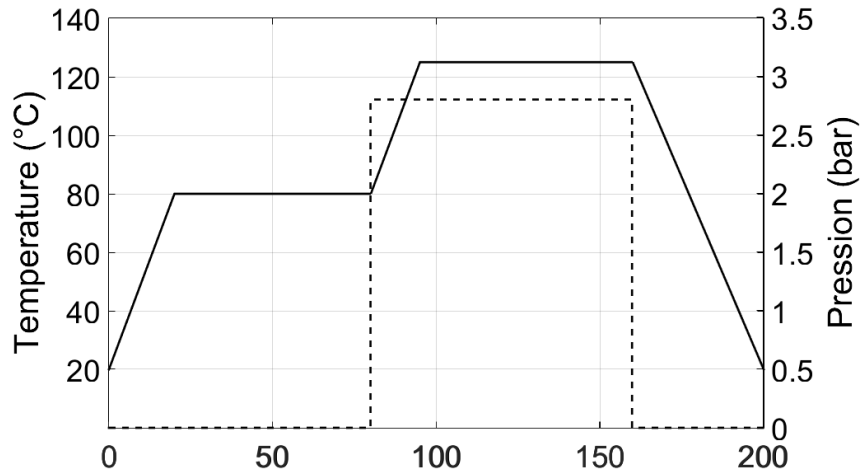


Figure 3-1 : Cycle de cuisson du matériau CTE1-15 [63]

3.2. Caractérisation des propriétés mécaniques

Nous présenterons les résultats des essais mécaniques dans le but de déterminer les propriétés mécaniques dans les trois directions principales du matériau composite 0° , 90° et $\pm 45^\circ$. La caractérisation du matériau permet d'identifier les modules E_{11} , E_{22} et G_{12} ainsi que les contraintes à rupture X_T , Y_T et S .

3.2.1. Dispositif expérimental

Les essais de traction réalisés consistent à solliciter en traction les éprouvettes selon les normes ASTM D 3039 et D 3518 ([109] [110]). La machine dispose d'une cellule de force de 100 kN. La déformation de l'éprouvette dans les deux directions longitudinales et transversales par rapport à la direction du chargement est mesurée par une caméra vidéo extensométrique. La machine de traction est pilotée en déplacement et permet d'enregistrer les évolutions de l'effort et des déformations de l'éprouvette (Figure 3.2).

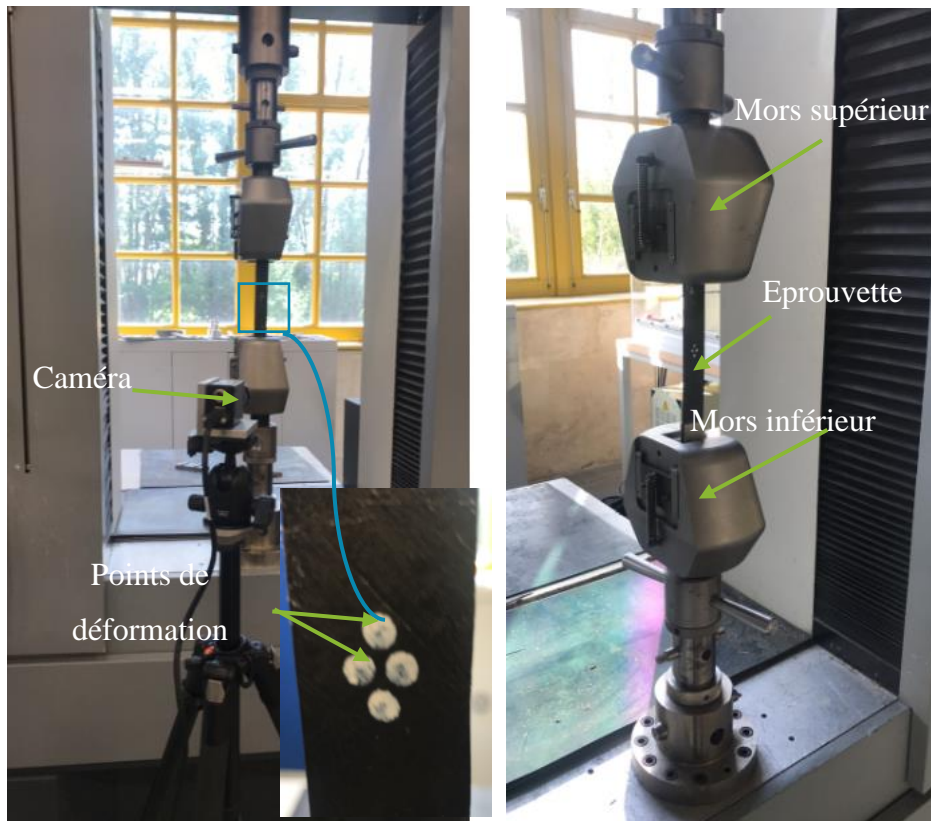


Figure 3-2: Dispositif expérimental des essais de traction

3.2.2. Eprouvettes de traction

Les essais de tractions ont été réalisés sur trois types d'éprouvette avec des dimensions définies selon les normes citées dans la section 3.2.1.

Les éprouvettes sollicitées sont de type :

- Des éprouvettes à 0° (8 plis avec une épaisseur moyenne de pli de 0,15mm)
- Des éprouvettes à 90° (16 plis)
- Des éprouvettes à $\pm 45^\circ$ (20 plis)

Pour chaque direction, nous avons réalisé sur trois éprouvettes pour s'assurer de la répétabilité des résultats (Tableau 3.1).

Tableau 3.1: Nombre d'éprouvettes sollicitées

| Essai | Eprouvettes | Épaisseur (mm) |
|-------------------|-------------|----------------|
| Longitudinal | L-1 | 1,20 |
| | L-2 | 1,23 |
| | L-3 | 1,21 |
| Transverse | T-1 | 2,60 |
| | T-2 | 2,55 |
| | T-3 | 2,61 |
| Cisaillement plan | C-1 | 3,05 |
| | C-2 | 3,12 |
| | C-3 | 3,24 |

La figure 3.3 présente les dimensions des éprouvettes pour les essais de traction : longitudinale (0°), transversale (90°) et de cisaillement ($\pm 45^\circ$).

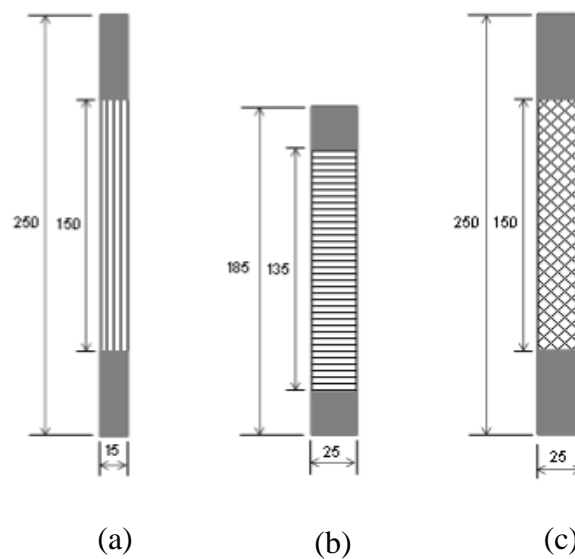
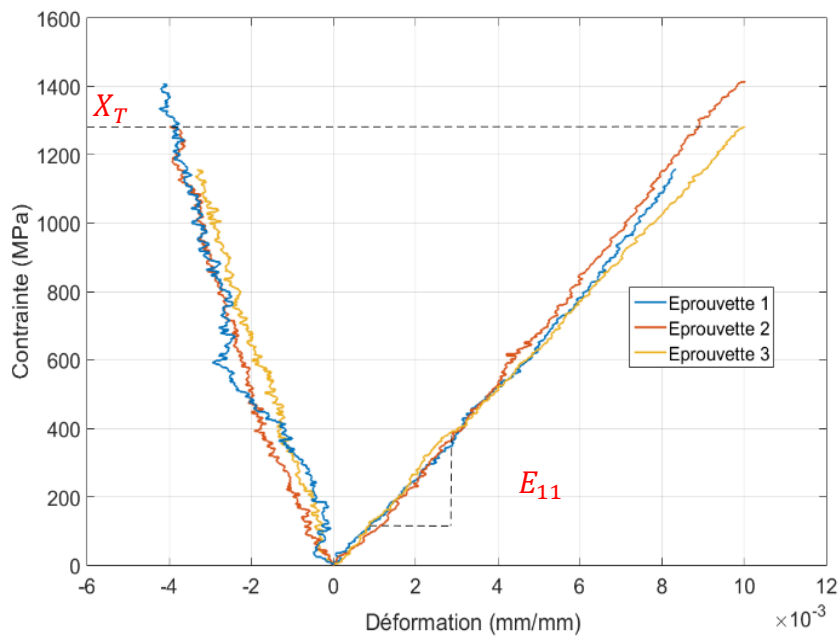


Figure 3-3: Dimensions des éprouvettes de traction
(a) Longitudinal [0°] (b) Transverse [90°] (c) Cisaillement plan [$\pm 45^\circ$]

3.2.3. Essai de traction à 0°

Les essais de tractions dans la direction 0° des fibres permettent d'obtenir les propriétés du matériau étudiées notamment (le module d'Young E_{11} , le coefficient de poisson ν_{12} et la contrainte à rupture X_T).

La figure 3.4 présente les résultats des essais de traction dans la direction 0° .



**Figure 3-4: Courbe de traction
Contrainte-Déformation longitudinale à 0°**

Les résultats des essais de traction dans les directions 0° des fibres sur les trois éprouvettes sollicitées sont renseignés dans le tableau 3.2.

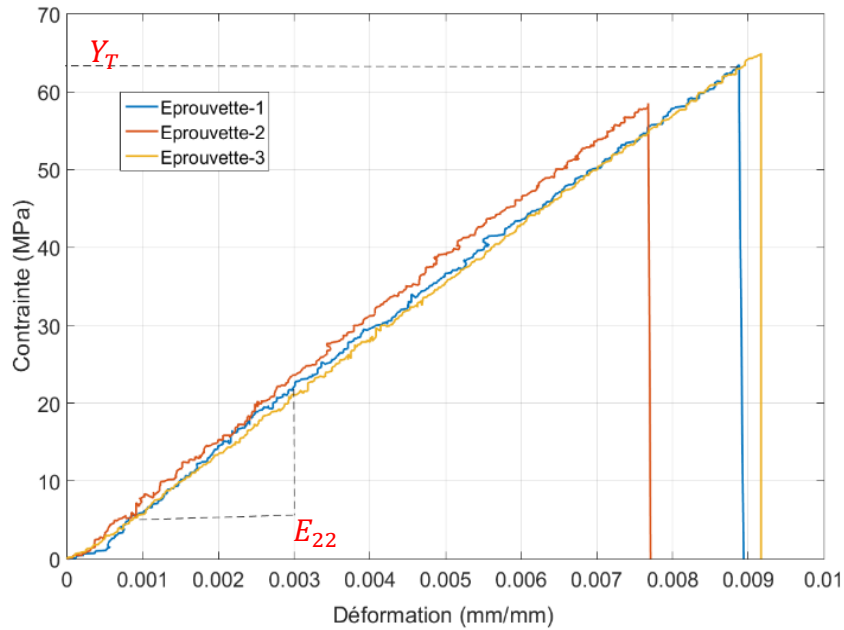
Tableau 3.2: Valeurs des propriétés longitudinales

| Eprouvettes | $E_{11}(GPa)$ | ν_{12} | $X_T(MPa)$ |
|-------------|-------------------|-----------------|----------------------|
| L-1 | 118,92 | 0,34 | 1159,01 |
| L-2 | 117,89 | 0,36 | 1504,14 |
| L-3 | 116,51 | 0,34 | 1282,28 |
| Moyenne | $117,77 \pm 1,21$ | $0,34 \pm 0,01$ | $1315,14 \pm 174,89$ |

3.2.4. Essai de traction à 90°

Les essais de traction dans la direction 90° des fibres permettent d'obtenir le module d'Young E_{22} et la contrainte à rupture Y_T (Figure 3.5).

La figure 3.5 présente les résultats des essais de tractions dans la direction 90° .



**Figure 3-5: Courbe de tractions
Contrainte-déformation transversale à 90°**

Les résultats des essais de traction dans les directions 90° des fibres sur les trois éprouvettes sollicitées sont renseignés dans le tableau 3.3.

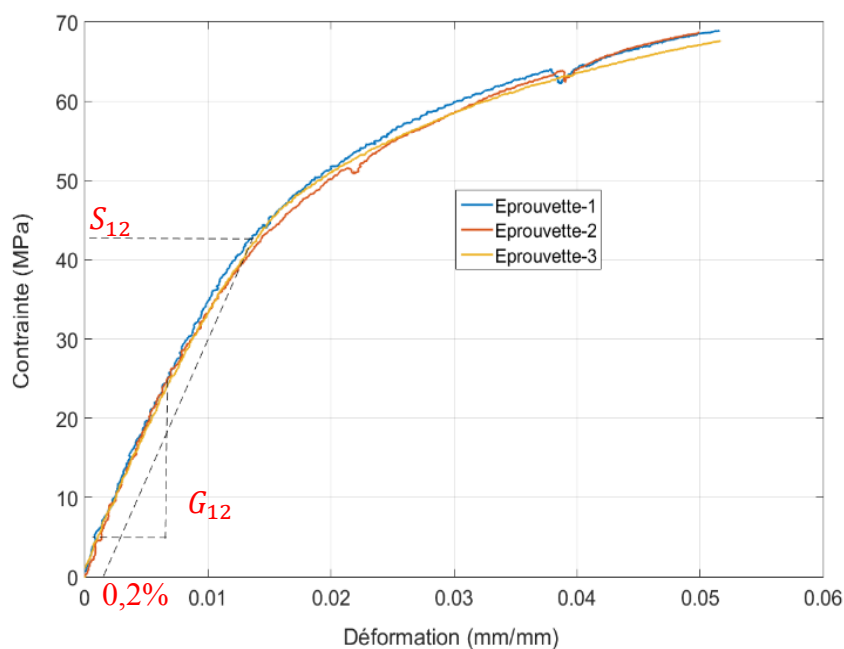
Tableau 3.3: Valeurs des propriétés longitudinales

| Eprouvettes | $E_{22}(GPa)$ | $Y_T(MPa)$ |
|-------------|-----------------|------------------|
| T-1 | 6,79 | 63,25 |
| T-2 | 6,67 | 57,24 |
| T-3 | 6,90 | 64,94 |
| Moyenne | $6,78 \pm 0,11$ | $61,81 \pm 4,04$ |

3.2.5. Essai de cisaillement plan

Les essais de traction dans la direction ± 45 permettent d'obtenir les modules de cisaillement G_{12} ainsi que la contrainte à rupture de cisaillement S_{12} . Le module de cisaillement est calculé dans la plage de déformation entre 0,002 à 0,006. La contrainte de cisaillement de rupture S_{12} correspond à 0,2% de déformation.

La figure 3.6 présente les résultats des essais de tractions dans la direction ± 45 .



**Figure 3-6: Courbe de traction de cisaillement
Contrainte-Déformation [$\pm 45^\circ$]**

Les résultats des essais de traction dans les directions des fibres ± 45 sur les trois éprouvettes sollicitées sont renseignés dans le tableau 3.4.

Tableau 3.4: Valeurs des propriétés de cisaillement dans le plan

| Eprouvettes | $G_{12}(GPa)$ | $S_{12}(MPa)$ |
|-------------|-----------------|------------------|
| C-1 | 3,97 | 43,53 |
| C-2 | 3,95 | 41,68 |
| C-3 | 3,92 | 40,78 |
| Moyennes | $3,95 \pm 0,02$ | $41,99 \pm 1,41$ |

3.3. Identification du taux de restitution d'énergie en mode I, mode II et mode mixte

Différents modes de dégradations apparaissent au sein des matériaux composites durant leur service que l'on peut classer chronologiquement dès leur apparition.

Tout d'abord, on remarque des fissures qui apparaissent lors du chargement mécanique du stratifié au sein de la matrice. Les décohésions fibres/matrice se rejoignent pour former la

fissuration et qui se propage à travers l'épaisseur du pli. L'apparition de la fissuration matricielle intervient généralement dans les plis à 90° par rapport au chargement.

L'augmentation du chargement du stratifié entraîne une accumulation des fissures. Ces sur-contraintes provoquent la propagation des fissures dans les couches adjacentes en entraînant par conséquent le délaminage.

Pour obtenir les grandeurs pour prédire numériquement le délaminage, différents types d'essais normalisés sont utilisés : Double Cantilever Beam (DCB)[111], End-Notched Flexure (ENF)[112], Mixed Mode Bending (MMB) [113].

3.3.1. Essais DCB

Les essais DCB ont été réalisés sur trois éprouvettes. Ces essais sont réalisés dans l'optique d'identifier le taux de restitution d'énergie en mode I (G_{IC}). La figure 3.7 schématise la géométrie et le montage de l'éprouvette DCB utilisée. Les dimensions des éprouvettes sont reportées dans le tableau 3.5. Des graduations sur 25mm sont tracées à partir du front de fissure initiale tous les 5mm pour pouvoir suivre la propagation de fissure à la caméra.

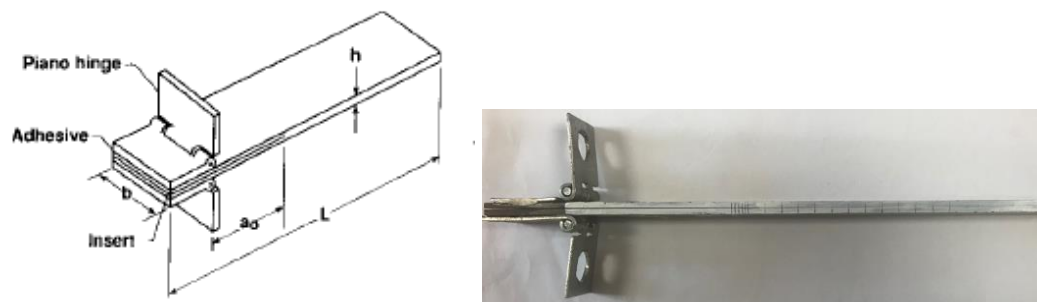


Figure 3-7: Montage de l'éprouvette DCB [110]

Les dimensions des éprouvettes DCB utilisées sont renseignées dans le tableau 3.5.

Tableau 3.5: Dimensions des éprouvettes sollicitées (DCB)

| | Essai | Épaisseur (h) (mm) | L (mm) | Longueur du dispositif (mm) | b (mm) |
|-----|-------|-----------------------|--------|--------------------------------|--------|
| | DCB-1 | 3,60 | 184,00 | 134,00 | 22,52 |
| DCB | DCB-2 | 3,48 | 184,00 | 134,00 | 20,30 |
| | DCB-3 | 3,40 | 185,10 | 135,10 | 20,40 |

La figure 3.8 montre le dispositif expérimental pour la réalisation des essais DCB. L'éprouvette est sollicitée en traction dans la direction normale par rapport au plan de fissure à l'aide d'une machine de traction SHIMADZU. Le suivi de propagation de fissure est réalisé avec une caméra permettant d'enregistrer l'évolution de la fissure (Figure 3.8).

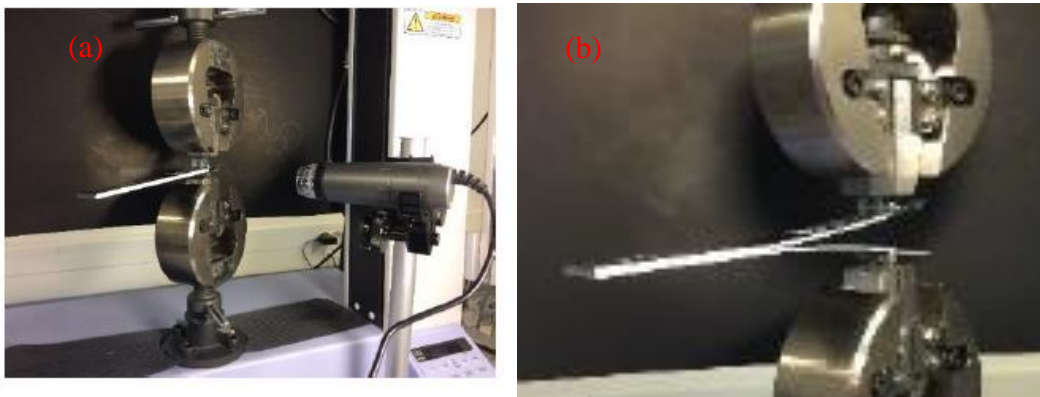


Figure 3-8: Dispositif expérimental avec caméra (a) et éprouvette DCB (b)

Trois méthodes permettant de calculer G_{IC} ont été utilisées 'modified beam theory' (MBT), 'compliance calibration method' (CC), et 'modified calibration method'(MCC).

Ainsi pour la méthode ' Modified Beam Theory' (MBT), G_I est calculé selon la formule suivante :

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba} \quad (eq\ 3.1)$$

Avec P : force appliquée,

δ : déplacement

b : largeur de l'éprouvette

a : longueur fissurée

La figure 3.9 présente les résultats des essais DCB en termes de courbe d'effort et de longueur fissurée marquée en fonction du déplacement.

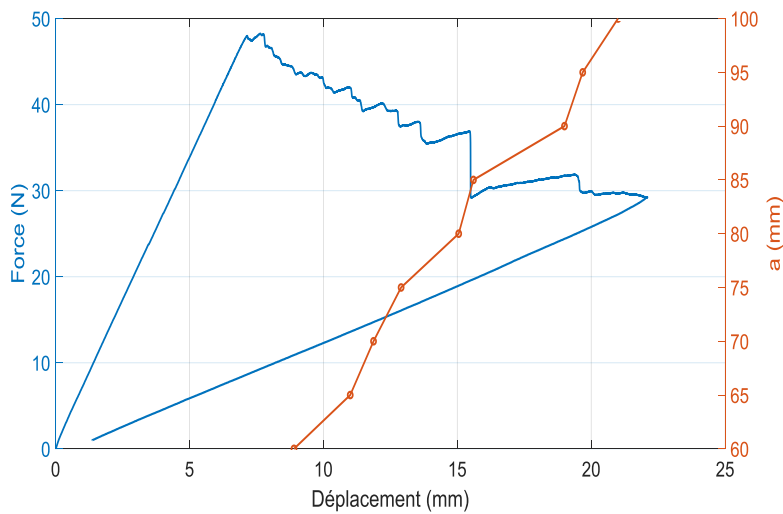


Figure 3-9: Courbe de force en parallèle de la longueur fissurée en fonction du déplacement (DCB)

La figure 3.10 montre l'évolution du taux de restitution G_I en fonction de la longueur fissurée.

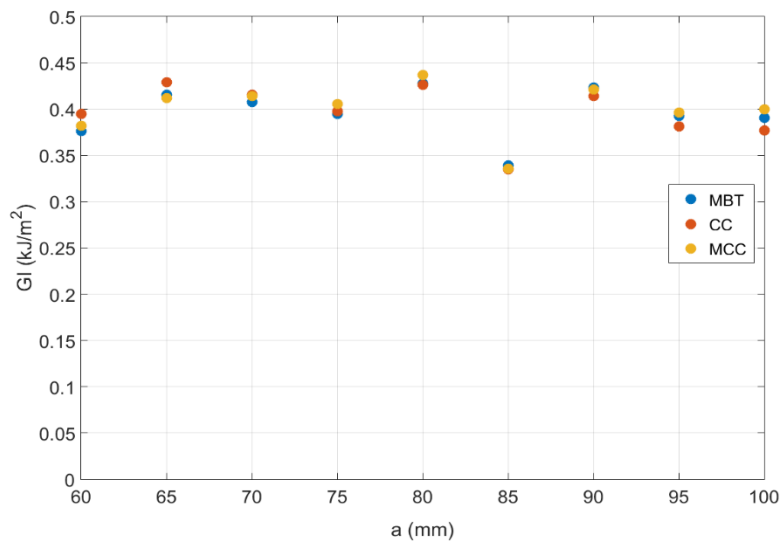


Figure 3-10: Taux de restitution d'énergie en fonction de la longueur fissurée

Pour la méthode CC, l'expression de

$$G_I = \frac{nP\delta}{2ba} \quad (\text{eq 3.2})$$

Avec $n = \frac{\Delta y}{\Delta x}$ étant le coefficient de la pente de la courbe du logarithme de complaisance en fonction du logarithme de la longueur délaminée.

Enfin G_I obtenu avec la méthode MCC est donnée par :

$$G_I = \frac{3P^2 C^{2/3}}{2A_1 b h} \quad (\text{eq 3.3})$$

Où C est la complaisance

A_1 : est le coefficient de la pente de a/h en fonction $C^{1/3}$

h: épaisseur de l'éprouvette

Le tableau ci-après résume la valeur de G_{IC} obtenue avec les trois méthodes : MBT, CC, MCC

Tableau 3.6: Paramètres des essais DCB

| G_{IC} (kJ/m ²) | MBT | CC | MCC |
|-------------------------------|------------|------------|------------|
| Moyenne | 0,38±0,033 | 0,31±0,035 | 0,38±0,037 |

3.3.2. Essai ENF

Pour la réalisation des essais ENF, les éprouvettes ENF présentent les mêmes dimensions que celles de l'essai DCB. Ces essais ont été réalisés dans le but d'identifier le taux de restitution d'énergie en mode II G_{II} .

La figure 3.11 présente la géométrie et les dimensions de l'éprouvette.

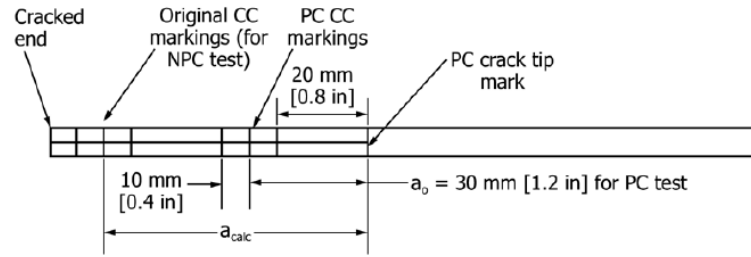
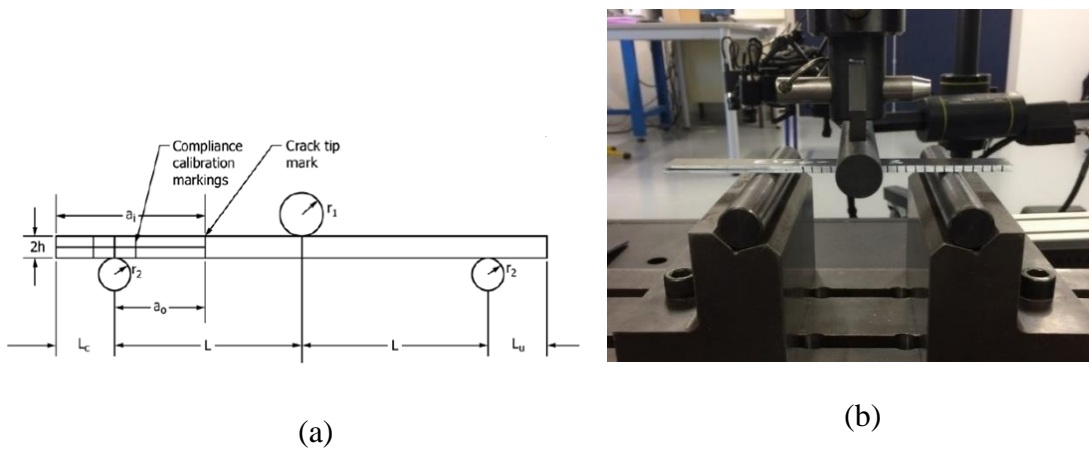


Figure 3-11: Géométrie de l'éprouvette ENF [111]

Les essais ont été réalisés sur une machine de traction de type MTS Criterion C45-1 équipée d'une cellule de force de 100 kN (Figure 3.12).



**Figure 3-12: Schéma du montage expérimental ENF
(a) Schéma de principe, (b) Dispositif expérimental [111]**

Les essais ENF ont été réalisés sur deux échantillons à une vitesse de 0.5mm/s avec une fréquence d'échantillonnage de 5Hz. (Tableau 3.7)

Tableau 3.7: Dimensions des éprouvettes sollicitées (ENF)

| Essai | Épaisseur (h) (mm) | L (mm) | Longueur du dispositif (mm) | b (mm) | |
|-------|-----------------------|--------|--------------------------------|--------|-------|
| ENF-1 | 3,54 | 185,30 | 135,30 | 21,10 | |
| ENF | ENF-2 | 3,54 | 184,58 | 134,58 | 20,00 |
| | ENF-3 | 3,52 | 184,20 | 135,20 | 21,22 |

Selon la norme [112] nous avons calculé G_{II} par la formule suivante :

$$G_{II} = \frac{3mP_{max}^2a_0^2}{2b} \quad (eq\ 3.4)$$

Avec m le coefficient de calibration de complaisance, P_{max} la force maximale, a_0 la longueur fissurée, b la largeur de de l'éprouvette

La figure 3.13 présente un résultat d'un essai type de ENF en termes de courbes d'effort en fonction du déplacement.

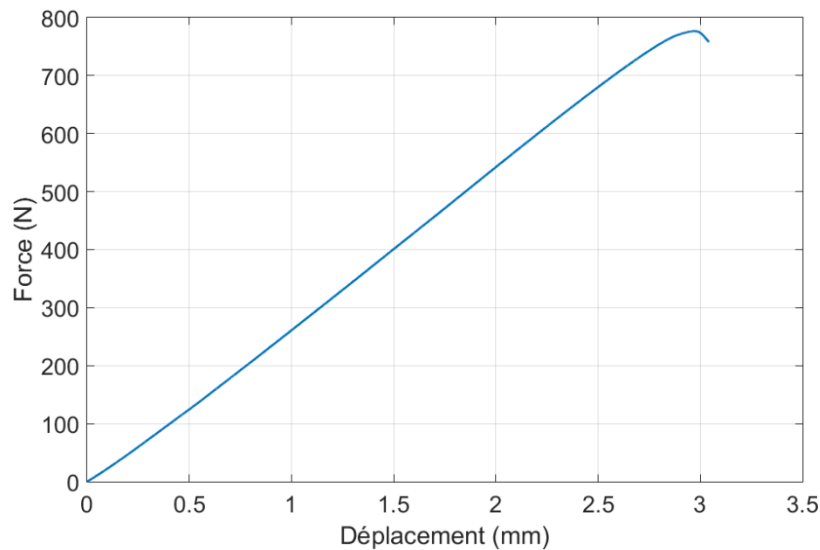


Figure 3-13: Force en fonction du déplacement (ENF)

Le tableau 3.8 présente la valeur moyenne de G_{IIC} pour les essais ENF

Tableau 3.8: Paramètres des essais ENF

| G_{IIC} (kJ/m ²) | ENF |
|--------------------------------|-----------|
| Valeur moyenne | 1,52±0,35 |

3.3.3. Essais MMB

Les essais MMB encore appelés Mode Mixte sont définis par une superposition de chargements du mode I et du mode II.

La figure 3.14 illustre le dispositif expérimental de MMB avec la charge appliquée P , longueur de levier de chargement c .

Contrairement aux essais DCB et ENF, les essais MMB permettent d'obtenir les deux énergies de restitutions en mode I et II (G_I, G_{II}).

La figure 3.15 présente le dispositif expérimental utilisé. L'éprouvette est sollicitée par la machine de traction MTS Criterion C45-1. La machine est équipée d'une cellule de force de 100 kN pour mesurer la force de propagation de la fissure.

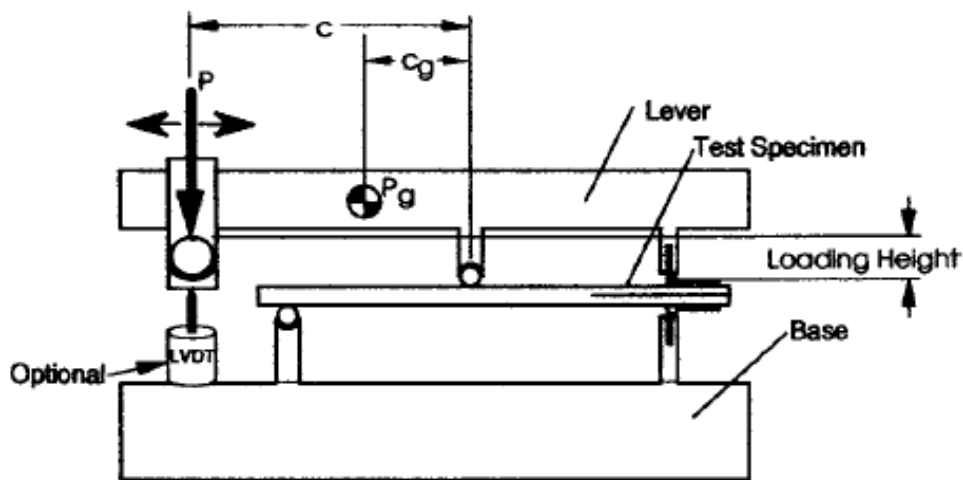


Figure 3-14: Schéma du dispositif expérimental MMB [112]



Figure 3-15: Montage expérimental MMB

Les essais MMB ont été réalisés pour différentes longueurs de c afin d'étudier cinq ratios de mode mixte, $G_{II}/G=30\%$, 60% , 70% , 80% et 90% .

Avec
$$G = G_I + G_{II} \quad (eq\ 3.5)$$

G_I : Energie de restitution en mode I

G_{II} : Energie de restitution en mode II

Pour chaque ratio, trois éprouvettes ont été utilisées afin de vérifier la répétabilité des essais. Les essais ont été conduits à 0.5 mm/s avec une fréquence d'échantillonnage de 10Hz (Tableau 3.9).

Tableau 3.9: Dimensions des éprouvettes sollicitées (MMB)

| Essai | GII/G (x100 %) | Echantillons | Épaisseur (mm) | Longueur | | |
|-------|----------------------|--------------|-------------------|----------|-------------------------|--------|
| | | | | L (mm) | entre appuis (mm) | b (mm) |
| MMB | 0,30 | M30-35-1 | 3,56 | 184,62 | 134,62 | 21,28 |
| | 0,30 | M30-35-2 | 3,68 | 185,18 | 135,18 | 21,30 |
| | 0,30 | M30-35-3 | 3,70 | 184,22 | 134,22 | 21,38 |
| MMB | 0,60 | M60-35-1 | 3,60 | 184,32 | 134,32 | 21,18 |
| | 0,60 | M60-35-2 | 3,64 | 184,96 | 134,96 | 21,46 |
| | 0,60 | M60-35-3 | 3,40 | 183,76 | 133,76 | 21,18 |
| MMB | 0,70 | M70-35-1 | 3,52 | 184,30 | 134,30 | 21,16 |
| | 0,70 | M70-35-2 | 3,54 | 184,92 | 134,92 | 20,90 |
| | 0,70 | M70-35-1 | 3,50 | 185,02 | 135,02 | 20,80 |
| MMB | 0,80 | M80-35-1 | 3,60 | 184,48 | 134,48 | 21,09 |
| | 0,80 | M80-35-2 | 3,54 | 184,92 | 134,92 | 21,48 |
| | 0,80 | M80-35-3 | 3,62 | 183,84 | 133,84 | 21,20 |
| MMB | 0,90 | M90-35-1 | 3,00 | 184,82 | 134,82 | 20,80 |
| | 0,90 | M90-35-2 | 3,44 | 184,20 | 134,20 | 21,28 |
| | 0,90 | M90-35-3 | 3,54 | 184,10 | 134,10 | 21,36 |

Les taux de restitution d'énergie G_I et G_{II} sont obtenues selon la norme [113] pour les essais MMB par:

$$G_I = \frac{12P^2(3c - L)^2}{16b^2h^3E_{1f}}(a + xh)^2 \quad (eq\ 3.6)$$

$$G_{II} = \frac{9P^2(c + L)^2}{16b^2h^3E_{1f}}(a + 0.42xh)^2 \quad (eq\ 3.7)$$

$$G = G_I + G_{II} \quad (eq\ 3.8)$$

$$\frac{G_{II}}{G} = \frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \quad (eq\ 3.9)$$

On a:

$$E_{1f} = \frac{8(a_0 + xh)^3(3c - L)^2 + [6(a_0 + 0.42xh)^3 + 4L^3](c + L)^2}{16L^2bh^3\left(\frac{1}{m} - C_{sys}\right)} \quad (eq\ 3.10)$$

$$c = \frac{12\beta^2 + 3\alpha + 8\beta\sqrt{3\alpha}}{36\beta^2 - \alpha} L \quad (eq\ 3.11)$$

$$\alpha = \frac{1 - \frac{G_{II}}{G}}{\frac{G_{II}}{G}} \quad (eq\ 3.12)$$

$$\beta = \frac{a + xh}{a + 0.42xh} \quad (eq\ 3.13)$$

$$x = \sqrt{\frac{E_{II}}{II G_{13}} \left\{ 3 - 2 \left(\frac{\Gamma}{I + \Gamma} \right)^2 \right\}} \quad (eq\ 3.14)$$

$$\Gamma = 1,18 \frac{\sqrt{E_{11}E_{22}}}{G_{13}} \quad (eq\ 3.15)$$

$$C_{sys} = \frac{1}{m_{cal}} - C_{cal} \quad (eq\ 3.16)$$

Avec

a: Longueur fissurée

b: Largeur de l'éprouvette

h: Demi-épaisseur de l'éprouvette

c: Longueur du levier du dispositif d'essai MMB

P : Force appliquée

L: Demi-longueur du dispositif d'essai MMB

E_{11} : Module d'élasticité longitudinale

E_{22} : Module d'élasticité transverse

E_{1f} : Module d'élasticité dans la direction des fibres mesurées en flexion

a_0 : Longueur initiale délaminée

x : Longueur fissurée

C_{sys} : Système de complaisance, δ/p

m: Coefficient de la pente de la courbe force déplacement

α : Coefficient de mode mixte pour régler la longueur de levier

β : Paramètre adimensionné de correction à la longueur de fissure

δ : Déplacement du point de la force

Γ : Module transverse de paramètre de correction

G_{13} : Module de cisaillement hors plan

m_{cal} : Coefficient de la pente de calibration, P en fonction δ

C_{cal} : Complaisance de calibration de l'échantillon

Le tableau 3.10 illustre les valeurs moyennes du taux de restitution d'énergie G_I et G_{II} .

Tableau 3.10: Paramètres des essais MMB

| $G_{II}/G = 30\%$ | G_I (kJ/m ²) | G_{II} (kJ/m ²) | G_c (kJ/m ²) |
|-------------------|----------------------------|-------------------------------|----------------------------|
| Moyenne | 0,44±0,13 | 0,26±0,05 | 0,84±0,19 |
| $G_{II}/G = 60\%$ | G_I (kJ/m ²) | G_{II} (kJ/m ²) | G_c (kJ/m ²) |
| Moyenne | 0,39±0,008 | 0,61±0,05 | 1,01±0,08 |
| $G_{II}/G = 70\%$ | G_I (kJ/m ²) | G_{II} (kJ/m ²) | G_c (kJ/m ²) |
| Moyenne | 0,36±0,012 | 0,87±0,048 | 1,23±0,069 |
| $G_{II}/G = 80\%$ | G_I (kJ/m ²) | G_{II} (kJ/m ²) | G_c (kJ/m ²) |
| Moyenne | 0,24±0,023 | 1,01±0,0097 | 1,24±0,121 |
| $G_{II}/G = 90\%$ | G_I (kJ/m ²) | G_{II} (kJ/m ²) | G_c (kJ/m ²) |
| Moyenne | 0,21±0,032 | 1,94±0,29 | 2,15±0,328 |

3.4. Stratifications

Les essais ont été réalisés sur trois stratifications: (AERO, QIQH45, QIQH60) chacun est composé de 24 plis. La stratification AERO est largement utilisée dans le domaine aéronautique. Tandis que les deux autres stratifications QIQH45, QIQH60, elles sont aussi-isotropes et quasi-homogènes pour désigner les orientations principales des fibres à 45° à 60°, respectivement.

La stratification AERO présente une rigidité de membrane identique dans les deux directions x et y et une rigidité de flexion dans la direction x différente que celle dans la direction y . Les stratifications QIQH45 et QIQH60 présentent une rigidité de membrane et de flexion identique dans les deux directions x et y (Tableau 3.12).

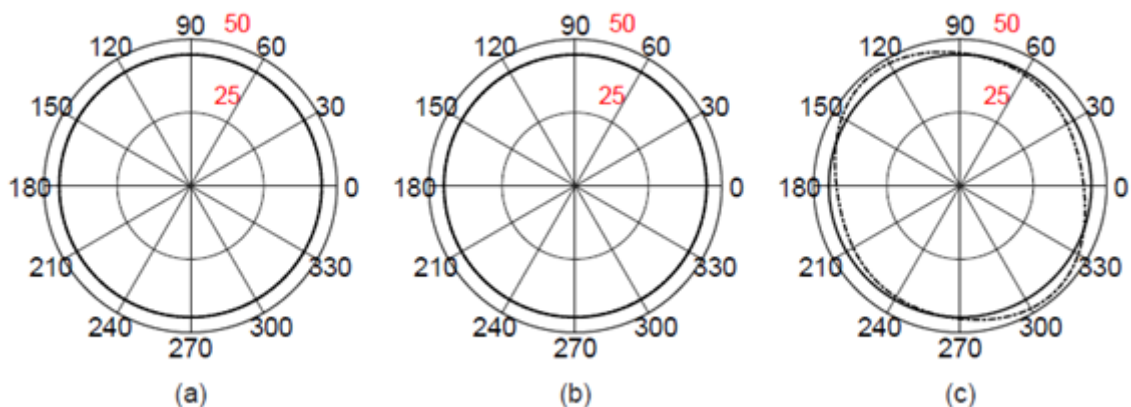
Tableau 3.11: Stratifications

QIQH45: [90/0/∓45₂/0/45/90/−45/90/0/90/0/45/0/−45/90/∓45₂/90/0]

QIQH60:[0/60/∓60/0/−60/0/−60₂/60₂/−60/0/60₂/0₂/−60/0/∓60/0/±60]

AERO:[45/90/−45/0₂/−45/90/45₂/90/−45/0]_s

La Figure 3.16 montre les diagrammes polaires de la rigidité de flexion et de membrane des trois stratifications. Ce diagramme est basé sur la méthode polaire ([106] [107] [108]). Le tableau 3.12 présente les valeurs théoriques respectives.



**Figure 3-16: Diagramme polaire des trois stratifications
(a) QIQH45, (b) QIQH60 et (c) AERO**

Tableau 3.12: Valeurs théoriques homogénéisées de rigidité de membrane et de flexion

| Stratifications | Rigidité de membrane E_x (GPa) | Rigidité de membrane E_y (GPa) | Rigidité de flexion E_x (GPa) | Rigidité de flexion E_y (GPa) |
|-----------------|----------------------------------|----------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| AERO | 44.8 | 44.8 | 42.8 | 45.3 |
| QIQH45 | 44.8 | 44.8 | 44.8 | 44.8 |
| QIQH60 | 44.8 | 44.8 | 44.8 | 44.8 |

3.5. Conclusion

Ce chapitre a permis d'identifier les propriétés élastiques du matériau étudié ainsi que les contraintes à la rupture.

Des essais DCB, ENF, MMB ont permis d'évaluer les taux de restitutions d'énergie en mode I (essai DCB), en mode II (essai ENF), et en mode mixte (essai MMB). Ces grandeurs permettent par conséquent d'alimenter le modèle numérique et éventuellement le modèle analytique. Les résultats de ces essais (DCB, ENF, MMB) sont proches des résultats de la littérature pour ce type de matériau ([76] [114] [115]).

TOLERANCE AU MONO-IMPACT

Les structures composites sont souvent exposées à l'impact durant leur utilisation. L'impact des oiseaux, la chute des grêlons, la chute d'outils durant la maintenance sont des exemples d'impacts que les matériaux composites rencontrent dans le domaine de l'aéronautique ou celui du transport terrestre. Ces impacts, même de faible intensité, que peuvent subir les éléments de structures constituent une menace pour l'intégrité du matériau et par conséquent pour la structure elle-même.

4.1. Echantillon

L'éprouvette utilisée pour réaliser les essais est de dimension $100*100*3,6\text{mm}^3$ découpée à partir d'une plaque de $400*400*3,6\text{mm}^3$ après fabrication. Le point d'impact est défini par le centre de l'éprouvette (Figure 4.1).

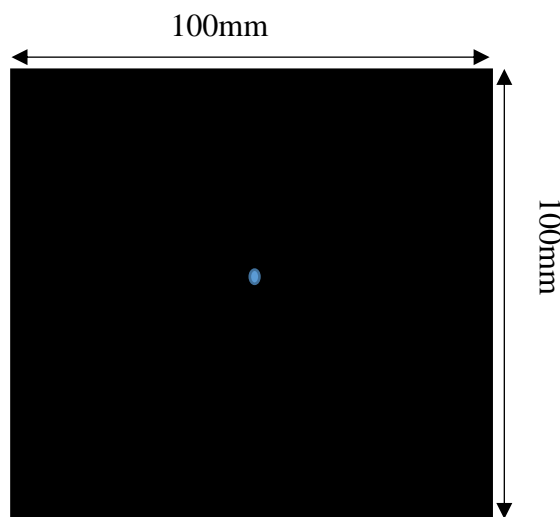


Figure 4-1: Dimensions de l'éprouvette impactée

4.2. Dispositif d'impact

Le test d'impact a été effectué sur une machine d'essai de chute de poids Instron Dynatup 9250HV représentée sur la figure 4.2.

Un impacteur hémisphérique de masse 5,99 kg et 12,7 mm de diamètre a été utilisé. Les échantillons ont été encastrés sur les quatre bords par l'intermédiaire d'un vérin pneumatique, laissant 76 mm de diamètre.

Les essais ont été effectués à trois niveaux d'énergie différents, à savoir 10J, 15J et 20J, choisis afin d'explorer les niveaux d'énergie associés aux impacts de grêlons sur une structure composite au repos. Les vitesses de grêlons peuvent varier entre 4 et 30 m/s avec une masse comprise entre 0,5 et 1 kg et des diamètres entre 5 et 50 mm ([116] [117]).

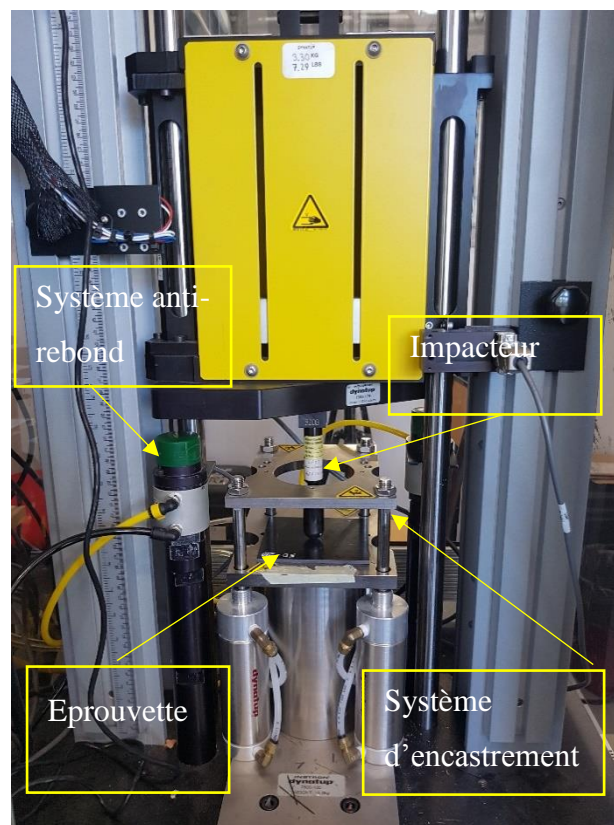


Figure 4-2: Dispositif d'essai d'impact

Tableau 4.1: Energie d'impact et paramètres associés

| | | | |
|---------------------|-------|-------|-------|
| Hauteur (m) | 0,167 | 0,250 | 0,330 |
| Vitesse (ms) | 1,827 | 2,238 | 2,584 |
| Energie (J) | 10 | 15 | 20 |

4.3. Contrôle non-destructif (C-Scan)

Les endommagements causés par des plaques impactées ont été mesurés à l'aide du C-Scan (NDT Automation 1606 équipé d'un capteur de 15 MHz). Une zone de 50*50mm², centrée sur le point d'impact, a été traitée par le C-Scan.

Le procédé consiste à immerger l'éprouvette dans l'eau. La machine (C-scan) dispose d'un capteur qui sert de transmetteur et de récepteur de signal (Figure 4.3).

La figure 4.4 montre une analyse C-Scan typique sur une zone d'impact, les couleurs correspondent à l'étendue des endommagements (délaminage dans ce cas) dans chaque couche de matériau.

Une analyse plus poussée des données obtenues à partir de la surveillance par ultrasons conduit au temps de vol et donc au délaminage à travers l'épaisseur de la plaque, et l'amplitude du phénomène à l'arrière (Figure 4.5).

L'échelle représentée à la figure 4.5a représente le temps de vol transposé en millimètre. Les différentes couleurs correspondent aux différentes profondeurs pour lesquelles le délaminage est détecté.

L'amplitude représentée à la figure 4.5b correspond à l'atténuation du signal de sortie. Pour chaque délaminage détecté dans le matériau, le signal de sortie est atténué. Lorsque l'amplitude de celle-ci est inférieure au seuil de référence, cette amplitude est considérée comme nulle. La figure 4.5b représente la projection de l'ensemble des surfaces endommagées. Il est courant d'utiliser la surface de cette zone d'endommagement projetée comme indicateur d'endommagement.

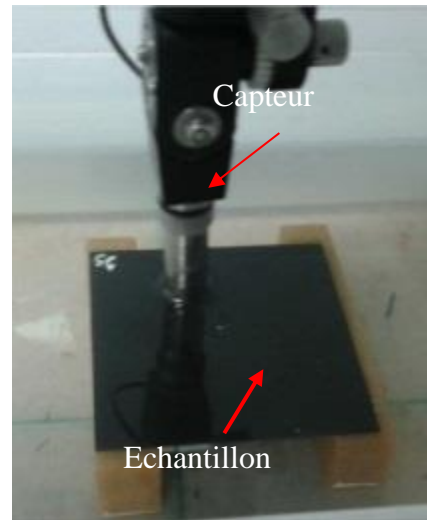


Figure 4-3: Machine de contrôle ultrasonore (C-Scan)

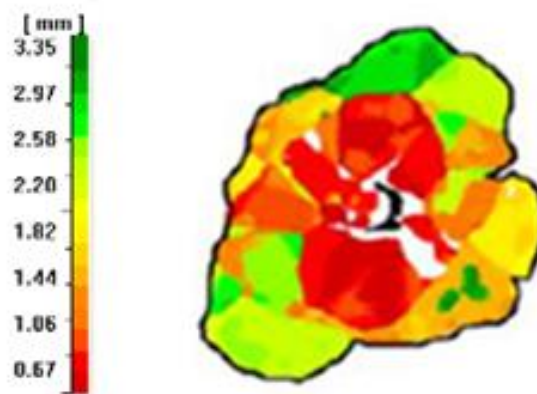


Figure 4-4: Analyse typique C-scan de plaque impactée

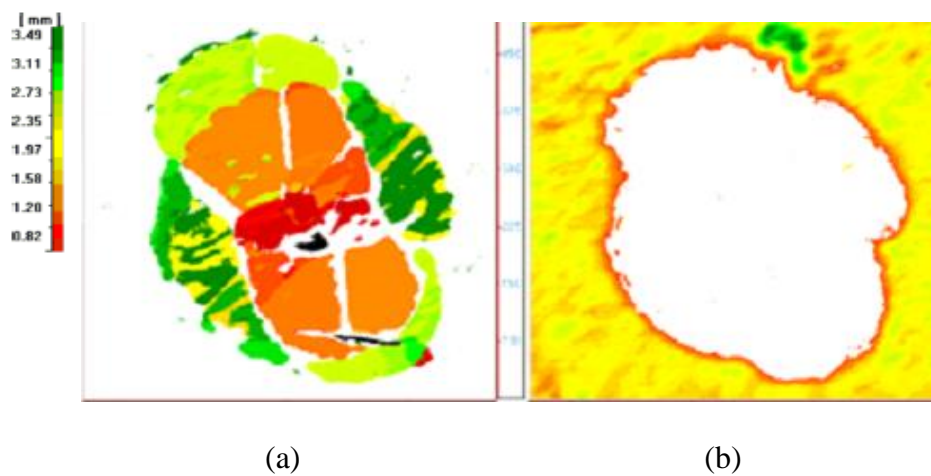


Figure 4-5: Résultats C-scan: (a) temps de vol (b) Amplitude.

4.4. Résultats expérimentaux

4.4.1. Analyses des courbes d'impact

Les résultats caractéristiques des essais d'impact sont les courbes force-temps et force-déplacement, comme le montre la figure 4.6. Ces courbes sont souvent citées dans la littérature ([118] [119]) pour l'analyse d'impact. La figure 4.6 montre des exemples représentatifs des deux types de courbes. La première partie de chaque courbe montre l'influence de la flexion élastique suivie d'un DTL (Delamination Threshold Load). Le DTL [120] est défini comme l'initiation de l'endommagement de façon générale (délaminage, fissuration matricielle, rupture des fibres). Les courbes augmentent jusqu'à une force d'impact maximale puis diminuent en raison du retour élastique de l'échantillon.

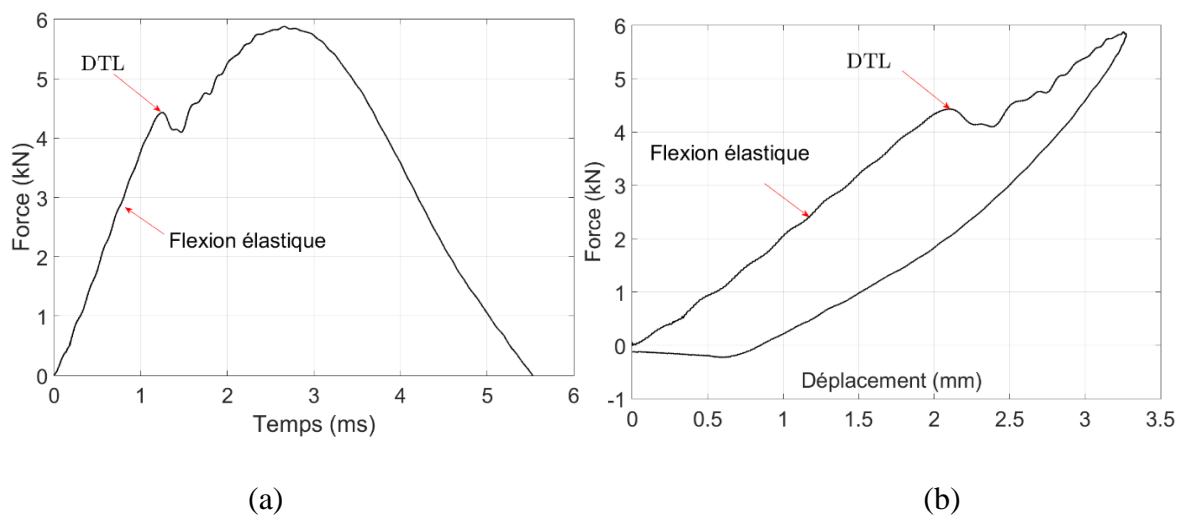
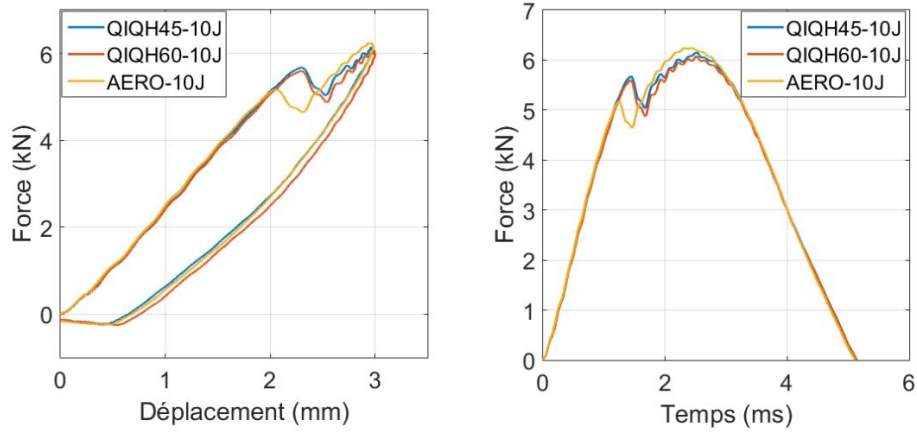
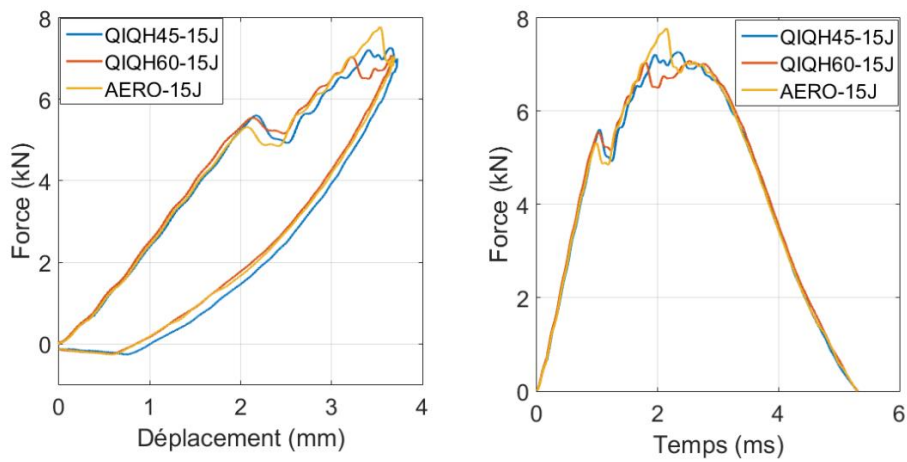


Figure 4-6: Courbe typique d'essai d'impact
(a) Force-Déplacement (b) Force-Temps

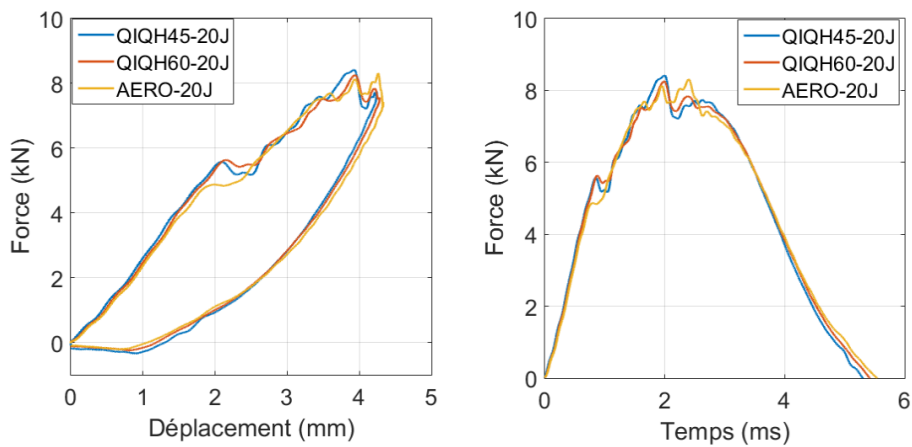
Les figures 4.7 présentent les résultats obtenus à différentes énergies pour les stratifications étudiées au premier impact.



(a) 10J



(b) 15J



(c) 20J

Figure 4-7: Résultats des essais d'impact, à gauche Force-Déplacement, à droite Force-Temps (a) 10J, (b) 15J, (c) 20J

De manière générale, les trois stratifications présentent les mêmes tendances peu importe l'énergie d'impact utilisée. Pour l'AERO, le DTL est sensiblement faible par rapport aux deux autres stratifications QIQH. Néanmoins la force maximale reste supérieure dans la majorité des cas pour la stratification AERO comparée aux QIQH45 et QIQH60 (Tableau 4.2).

Tableau 4.2: Rapport entre force maximale et force maximale du DTL

| Energies | | QIQH45 | QIQH60 | AERO |
|----------|--------------------------|--------|--------|------|
| 10J | F _{max} (kN) | 6,15 | 6.07 | 6.17 |
| | F _{DTL} (kN) | 5,6 | 5,6 | 5.25 |
| 15J | F _{max} (kN) | 7,27 | 7,08 | 7,87 |
| | F _{DTL} (kN) | 5,45 | 5,42 | 5,35 |
| 20J | F _{max} (kN) | 8,42 | 8,25 | 8,31 |
| | F _{DTL} (kN) | 5.40 | 5.43 | 4.90 |

4.4.2. Analyse C-Scan 2-dimension

Suite à l'analyse de ces courbes d'essai mono- impact, nous avons procédé à l'évaluation de l'endommagement par contrôle ultrasonore. La Figure 4.8 présente les surfaces endommagées projetées de chaque stratification étudiée à différentes énergies. Pour la stratification AERO, on observe un endommagement homogène sous forme de spirale. On remarque également un endommagement important et compact en surface. Il y'a pas d'orientation privilégiée de l'endommagement. Pour les stratifications QIQH45 et QIQH60, les images C-Scan présentent des orientations distinctives avec l'influence respective des plis 45° et 60°.

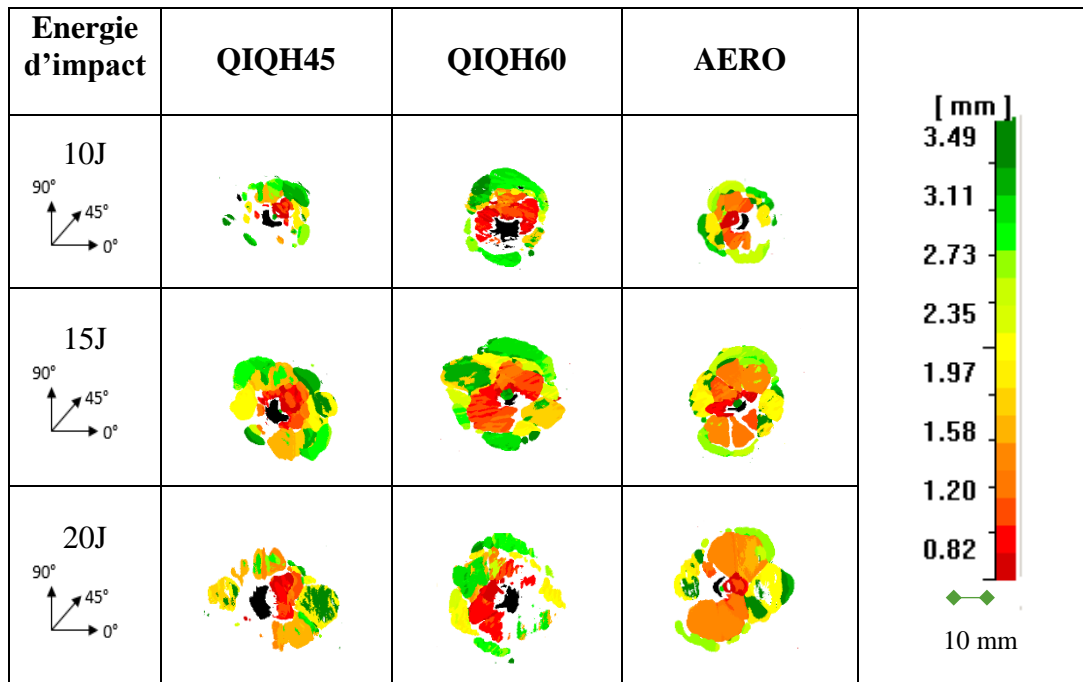


Figure 4-8: Surface endommagée projetée (C-Scan)

Les résultats de surfaces délaminées montrent que la stratification QIQH45 présente une meilleure tolérance aux essais mono-impacts comme le montre le tableau 4.3.

Tableau 4.3: Valeur des surfaces endommagées projetée des trois stratifications pour les énergies d'impact de 10J, 15J, 20J

| Energies | QIQH45 (mm ²) | | | QIQH60 (mm ²) | | | AERO (mm ²) | | |
|----------|---------------------------|-----|-----|---------------------------|-----|-----|-------------------------|-----|-----|
| 10J | 308 | 314 | 310 | 386 | 367 | 383 | 342 | 334 | 342 |
| Moyenne | 311±3 | | | 379±10 | | | 339±4 | | |
| 15J | 418 | 413 | 377 | 595 | 678 | 489 | 567 | 576 | 579 |
| Moyenne | 403±22 | | | 587±94 | | | 574±6 | | |
| 20J | 665 | 716 | 621 | 766 | 777 | 802 | 678 | 676 | 763 |
| Moyenne | 667±47 | | | 782±18 | | | 705±50 | | |

4.5. Conclusion

Les essais d'impact réalisés sur différentes stratifications permettent de comparer leur tolérance à l'impact, par le biais des surfaces endommagées projetées obtenue par C-Scan. Les résultats montrent que l'endommagement de la stratification QIQH45 est moins importante comparé aux deux autres. Les images C-Scan montrent que l'endommagement de la stratification AERO est homogène sous forme de spirale sans orientation privilégiée de fibres. Pour les deux autres stratifications QIQH45 et QIQH60, les surfaces endommagées projetées présentent des orientations distinctives avec l'influence respective des plis 45° et 60°.

APPROCHE EXPERIMENTALE MULTI-IMPACTS

Comme énoncé dans l'introduction, les structures composites aéronautiques sont souvent victimes de chutes de grêlons répétitives. De même, dans l'automobile, les structures composites rencontrent des chocs de gravillons présents sur les routes. Ces impacts même de basses vitesses deviennent à long terme un risque pour l'intégrité structurelle du matériau.

5.1. Protocole experimental

Les essais multi-impacts au même endroit de la plaque ont été réalisés avec le même dispositif expérimental Instom Dynatup 9250HV présenté au chapitre 4. Les mêmes paramètres expérimentaux pour les essais d'un seul impact ont aussi été utilisés dans le cas des essais multi-impacts (10J, 15J, 20J). Les essais ont été effectués jusqu'à perforation sauf dans le cas d'une énergie d'impact de 10J. Après chaque impact, les éprouvettes sont passées au C-Scan pour déterminer les surfaces délaminées.

5.2. Résultats et analyse des courbes multi-impacts

Il est toujours complexe de définir la perforation de la plaque lorsqu'il s'agit des essais d'impact avec machine à poids tombant et système anti-rebond. C'est pourquoi nous avons décidé de définir un critère objectif d'arrêt des essais à partir d'un paramètre D comme présenté à l'équation 5.1. Le paramètre D a été introduit en prenant en compte la pente initiale des courbes force-déplacement. Après une pré-étude nous avons décidé d'arrêter les essais pour une valeur de '0.9' considérant que pour cette valeur, la plaque pouvait être considérée perforée.

Le paramètre D spécifique est défini par l'expression suivante:

$$D = 1 - \frac{P^\alpha}{P} \quad (\text{eq 5.1})$$

P : pente de la courbe force-déplacement pour un impact de 1J

P^α : pente des courbes force-déplacement aux i èmes impacts.

Les essais d'impact ont été arrêtés avant que le paramètre D soit égal à 0.9.

Pour mesurer P^α , nous considérons la pente initiale des courbes force-déplacement relative à chaque essai. Cette pente est calculée sur un intervalle de déplacement de [0, 0.5mm] pour lesquelles les courbes peuvent être considérées comme linéaires. Les pentes sont obtenues par le biais de la méthode de régression linéaire (la valeur du coefficient de régression R^2 supérieure à 0.98 valide l'hypothèse de linéarité).

Pour compléter l'analyse faite à partir du coefficient D , nous avons également introduit un paramètre d (eq 5.2) qui prend en compte l'évolution de la force maximale obtenue lors de chaque impact.

$$d = 1 - \frac{F^\alpha}{F} \quad (\text{eq 5.2})$$

F : la force maximale du premier impact.

F^α : la force maximale aux i èmes impacts.

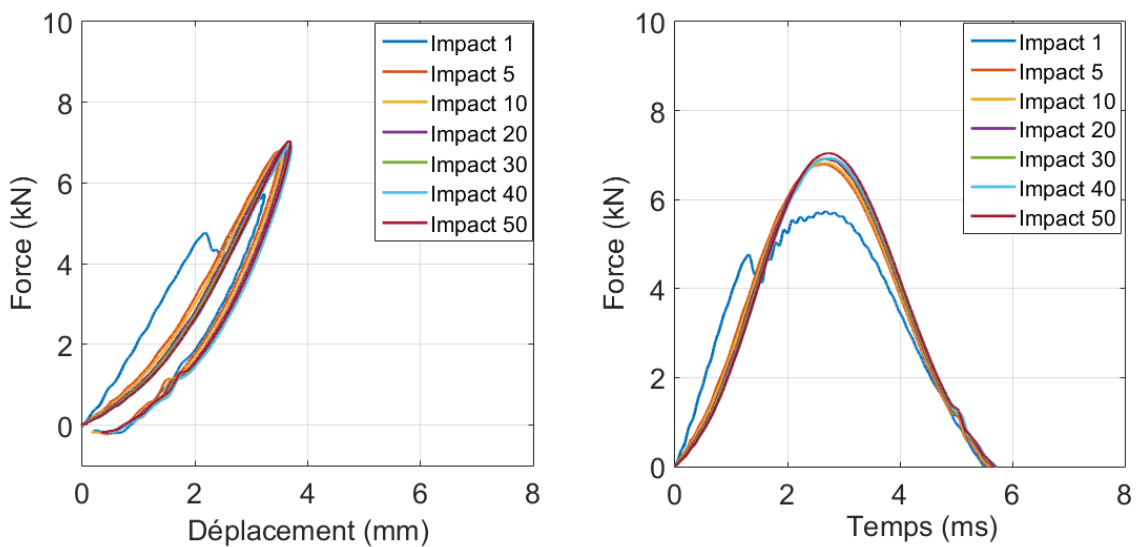
Contrairement au paramètre D qui fait appel à la mesure d'une pente et donc qui est une mesure sur un intervalle de déplacement, la détermination de paramètre d est une mesure ponctuelle donc sujette à plus d'instabilité. Néanmoins, cette grandeur est caractéristique de la rigidité de la plaque dans la mesure où une baisse de la force maximale peut être interprétée comme indicateur du développement de l'endommagement conduisant à une perte de rigidité.

Toutes les stratifications ont été testées au moins trois fois afin de vérifier la répétabilité des essais. Les essais ont été réalisés jusqu'à perforation sauf pour l'énergie d'impact de 10J (Tableau 5.1).

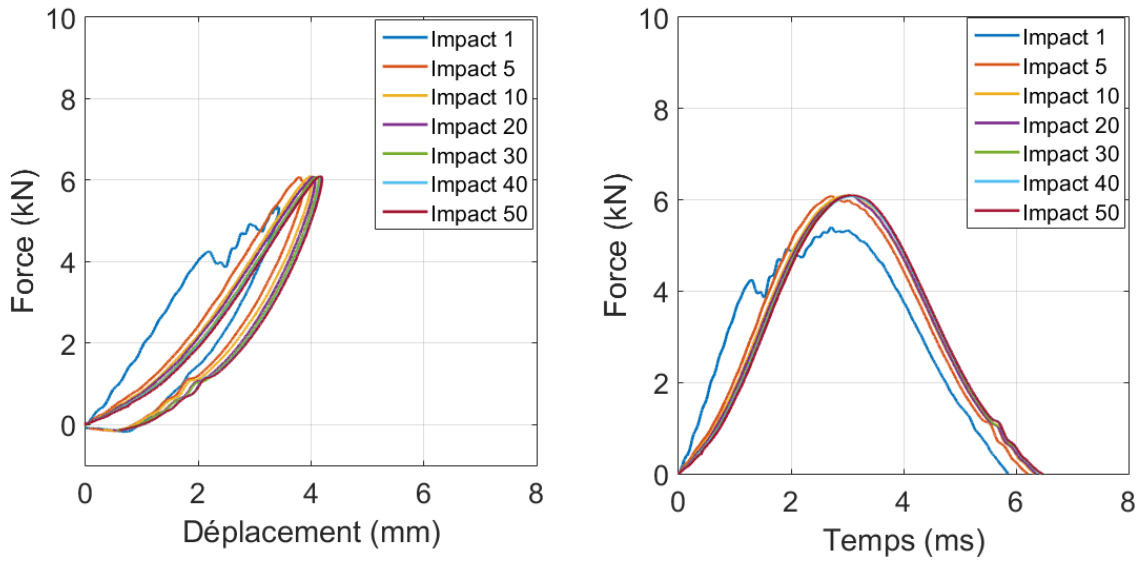
Tableau 5.1: Nombre d'impacts réalisés pour chaque stratification

| Energies | Stratifications | Nombre d'impacts |
|----------|-----------------|------------------|
| 10J | QIQH45 | 50 |
| | QIQH60 | 50 |
| | AERO | 50 |
| 15J | QIQH45 | 25 |
| | QIQH60 | 15 |
| | AERO | 20 |
| 20J | QIQH45 | 6 |
| | QIQH60 | 6 |
| | AERO | 6 |

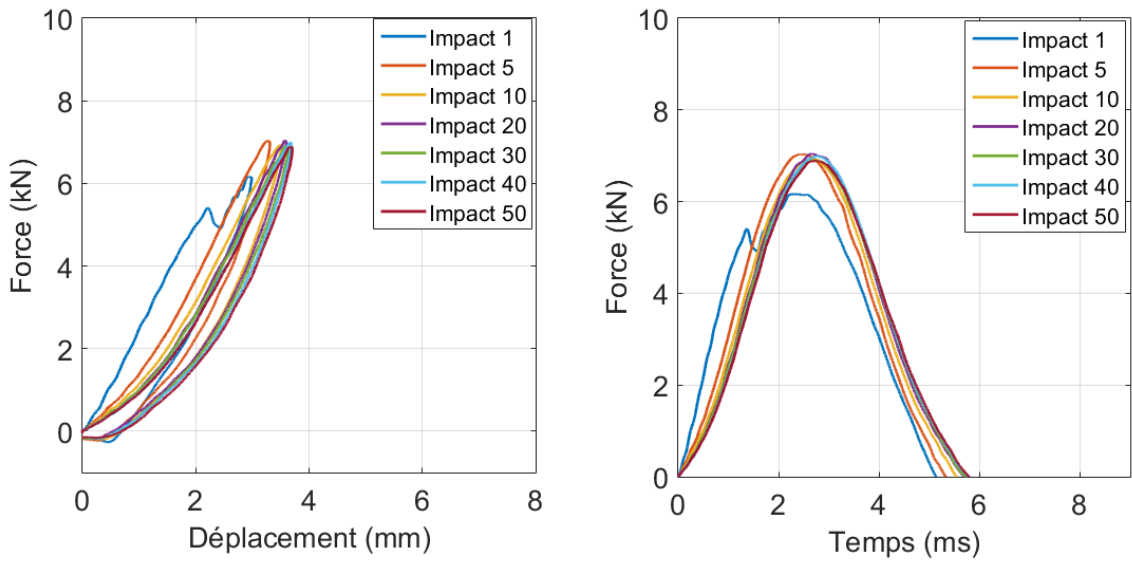
Les figures 5.1, 5.2 et 5.3 présentent les courbes force-temps et force-déplacement pour chaque stratification testée pour les trois niveaux d'énergie.



(a)

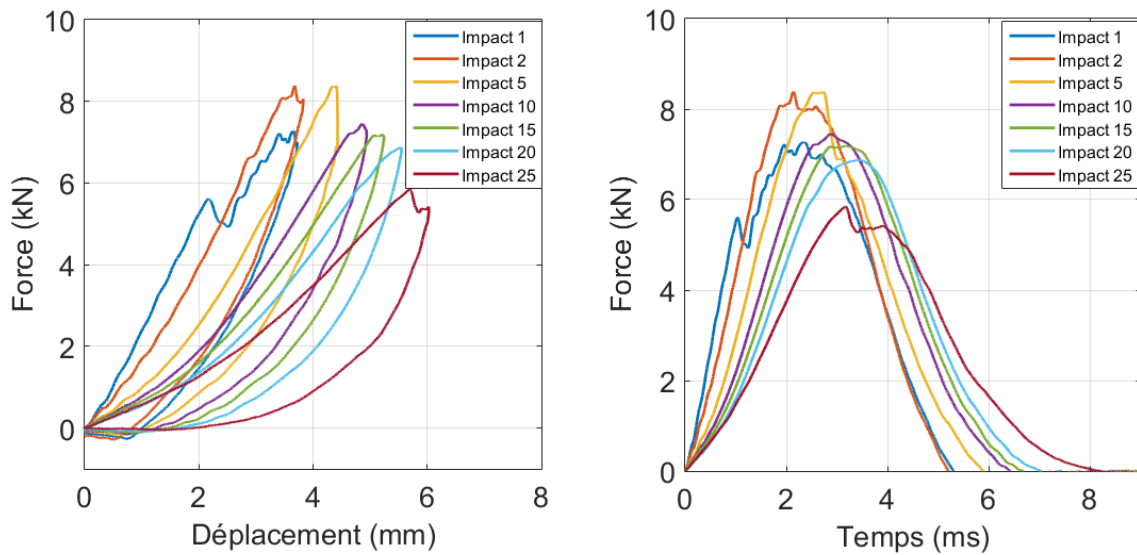


(b)

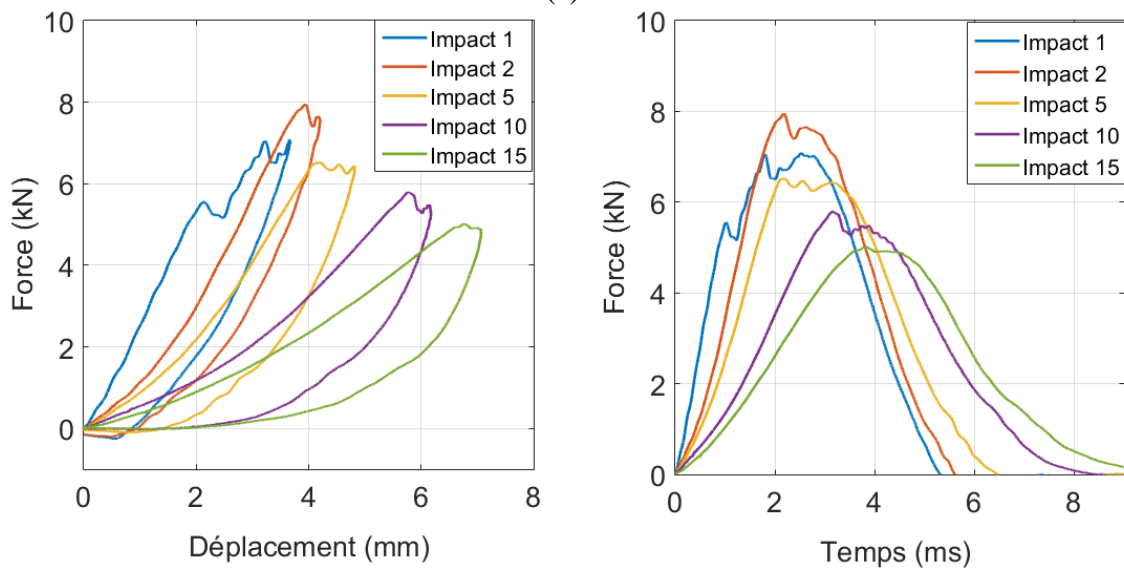


(c)

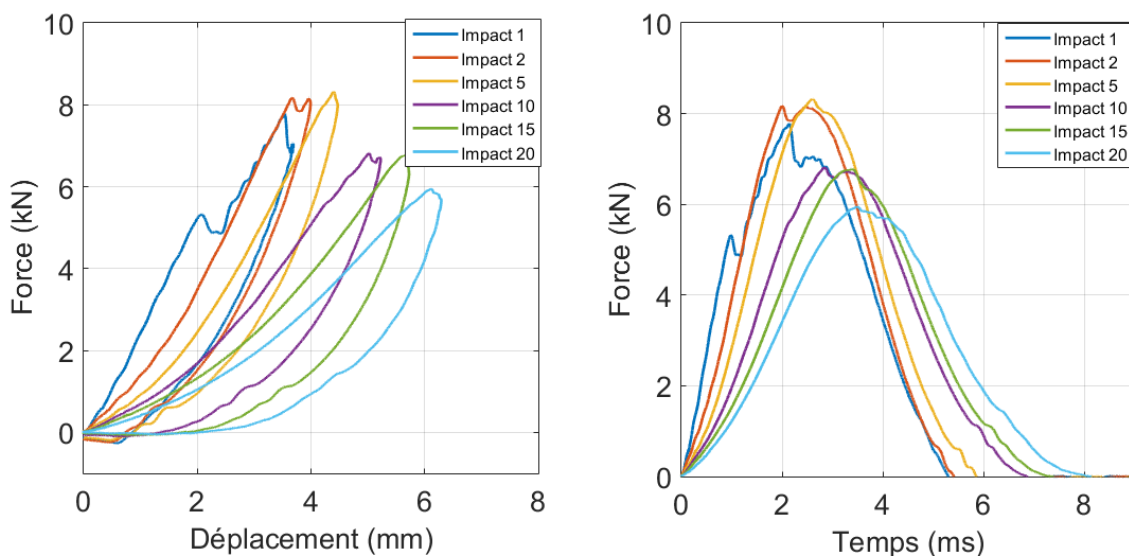
**Figure 5-1: Courbe Force-Déplacement et Force-Temps
Impact 10J : (a) QIQH45, (b) QIQH60 et (c) AERO**



(a)

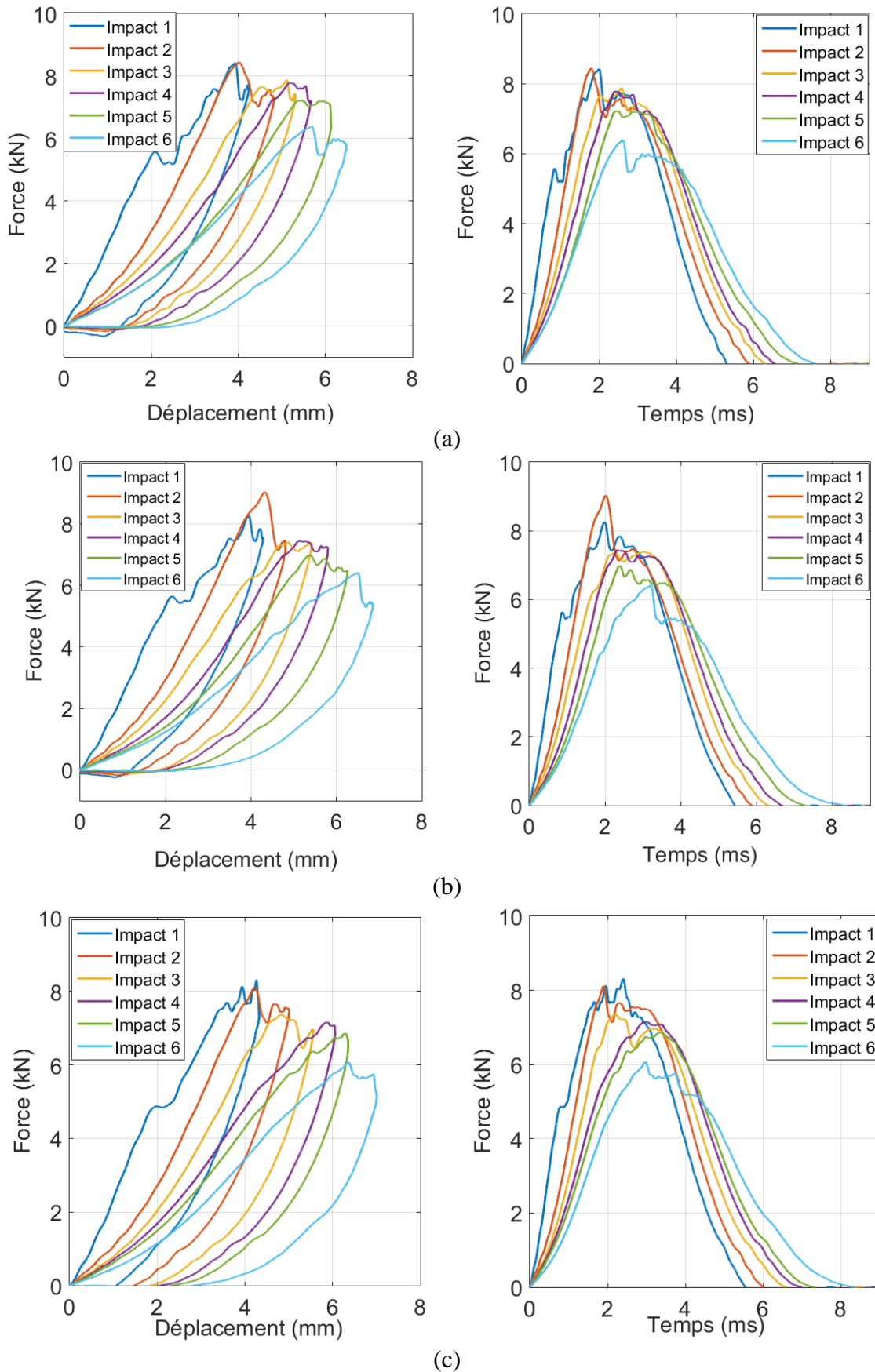


(b)



(c)

**Figure 5-2: Courbe Force-Déplacement et Force-Temps
Impact 15J : (a) QIQH45, (b) QIQH60 et (c) AERO**



**Figure 5-3: Courbe Force-Déplacement et Force-Temps
Impact 20J: (a) QIQH45, (b) QIQH60 et (c) AERO**

Globalement, on observe que les courbes force-temps et force-déplacement ont la même tendance quel que soit le niveau d'énergie d'impact. Cependant, le changement de tendance est plus accentué pour le déplacement, le temps de contact et la force maximale pour les énergies d'impact de 15J et 20J en comparaison des essais à 10J.

Pour une énergie d'impact de 20J, la perforation des trois stratifications intervient au même nombre d'impacts.

5.2.1. Analyse des courbes force-déplacement et force-temps

5.2.1.1. Analyse des essais à une énergie d'impact de 10J

Les essais réalisés à 10J présentés à la figure 5.1 montrent qu'après le premier impact très différents des impacts suivants, il n'y a pas de changement significatif des paramètres spécifiques de l'impact: force maximale, temps de contact et déplacement.

L'ensemble des courbes après le premier impact, prennent une forme en cloche sans présence de DTL. Ceci indique une réponse élastique sans endommagement significatif. Malgré l'endommagement au sein du matériau après le premier impact, les impacts ultérieurs n'augmentent pas l'étendue de la zone endommagée. Nous remarquons que les forces maximales restent sensiblement les mêmes après chaque impact.

En ce qui concerne les courbes force-déplacement (Figure 5.1), on remarque qu'à partir du second impact, la rigidité de flexion de la plaque (P^a) et la force maximale (F^a) n'évoluent pas après chaque impact, et que le déplacement maximal reste stable autour de 4 mm. On observe également que l'énergie absorbée (aire sous la courbe force-déplacement) évolue très faiblement après chaque impact. Ainsi, si nous comparons l'énergie absorbée, après 10, 20, 30, 40 et 50 impacts, on observe une augmentation inférieure à 1,2%, 2,9%, 2,6% respectivement pour QIQH45, QIQH60, AERO. Toutes ces constatations semblent montrer qu'une énergie de 10J n'est pas suffisante pour altérer significativement le comportement des trois stratifications au-delà du premier impact.

5.2.1.2. Analyse des essais à une énergie d'impact de 15J

Les essais réalisés à 15J présentés à la figure 5.2 conduisent à une évolution des courbes après chaque impact. Cela indique que le premier impact provoque des endommagements importants et que les impacts suivants augmentent de l'endommagement. Ainsi, du 2^{ème} au dernier impact, les valeurs de temps de contact augmentent et celles de force maximale diminuent en proportion.

Dans le cas de la stratification QIQH45, la force maximale diminue d'environ 30% entre le 2^{ème} et le 25^{ème} impact, comme le montre la figure 5.2a. Néanmoins, les courbes ont également une forme de cloche du 2^{ème} jusqu'au 20^{ème} impact indiquant une dynamique d'endommagement similaire à celle obtenue à une énergie d'impact de 10J. Après cela, la force maximale reste relativement stable dans l'intervalle de temps de contact entre 3,2 et 4,2 ms, ce qui suggère un mode de propagation des endommagements plus lents au sein du matériau impacté.

Les deux autres stratifications (AERO et QIQH60) montrent un comportement similaire à celui décrit ci-dessus mais à des degrés différents. Pour QIQH60, on observe une baisse de 46% de la force maximale entre le 2^{ème} et 15^{ème} impact (Figure 5.2b) et pour la stratification AERO, on observe une baisse de 25% de la force maximale entre les 2^{ème} et 20^{ème} impacts (Figure 5.2c).

Les résultats obtenus pour 15J montrent une modification importante du comportement des trois stratifications lors des tests multi-impacts. Sur les courbes force-déplacement, on peut observer une influence de la stratification. On observe une perforation de la plaque après 15, 20, 25 impacts respectivement pour QIQH60, AERO et QIQH45. Nous avons aussi remarqué une diminution de la rigidité en flexion (P^α) et de la force maximale F^α à partir du deuxième impact sur les courbes force-déplacement (Figure 5.2). A cela s'ajoute également, une augmentation maximale de l'énergie absorbée après tous les 5 impacts de 1,9% pour le QIQH45, 5,6% pour le QIQH60 et 2,9% pour l'AERO.

Comme le montrent les études ([121] [122] [123]) les séquences d'empilement jouent un rôle significatif sur le développement du délaminage lors d'essais d'impact. Il est donc admis que le plus grand angle entre deux couches adjacentes entraîne un délaminage plus important. Pour la stratification QIQH60, la variation de l'angle entre deux plis adjacents peuvent atteindre 120° (interface 60 / -60) et égal à 60° pour 0/60 et 0/-60 interfaces. Pour QIQH45, cet angle ne dépasse pas 90° pour les interfaces 0/90 ou 45/-45 et égal à 45° pour les

interfaces 45/0 ou 90/45. Pour AERO, l'angle entre deux plis adjacents ne dépasse pas 45°. Il est trouvé que la réduction de la rigidité est plus prononcée si l'angle entre deux couches adjacentes du stratifié délaminé est plus grand.

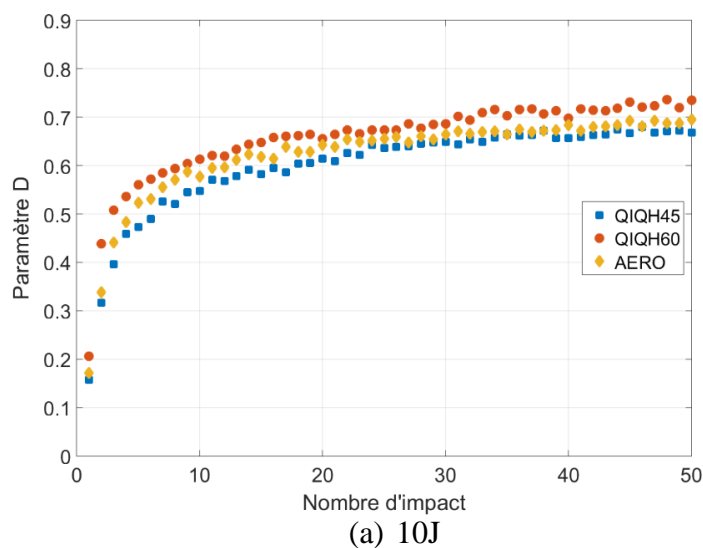
5.2.1.3. Analyse des essais à une énergie d'impact de 20J

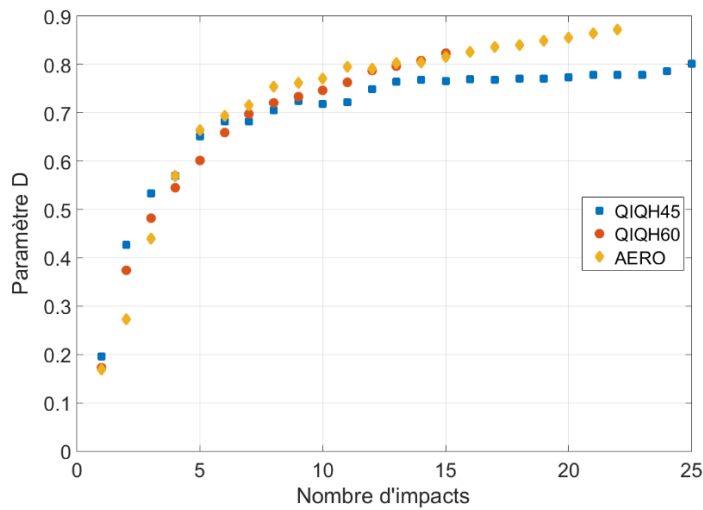
Les essais effectués à 20J présentés à la figure 5.3 montrent que l'énergie d'impact est suffisante pour produire des endommagements importants à chaque impact ce qui conduit à une perforation après seulement six impacts. Cette observation est marquée par la diminution progressive de la force maximale. Dans le cas de la stratification QIQH45, on note une chute de 25% de la force maximale entre le 2^{ème} et le 6^{ème} impact. Pour la courbe de force-temps, le 6^{ème} impact révèle que le matériau subit des endommagements importants qui affectent l'intégrité de la plaque de manière significative. La même chose peut être dite à la fois pour la stratification QIQH60 avec une chute de 30% entre le 2^{ème} et le 6^{ème} impact et la stratification AERO avec une baisse de 20%.

Pour un niveau d'énergie d'impact de 20 J, on observe une dégradation importante du matériau entraînant des chutes importantes de la rigidité P^α et force maximale F^α (voir la figure 5.3). L'énergie absorbée après chaque impact ne dépasse pas 2,4%, 5,2% et 4,1% pour QIQH45, QIQH60 et AERO respectivement. Toutes ces observations montrent que l'énergie d'impact joue un rôle primordial dans le comportement des séquences d'empilement à impacts multiples tests.

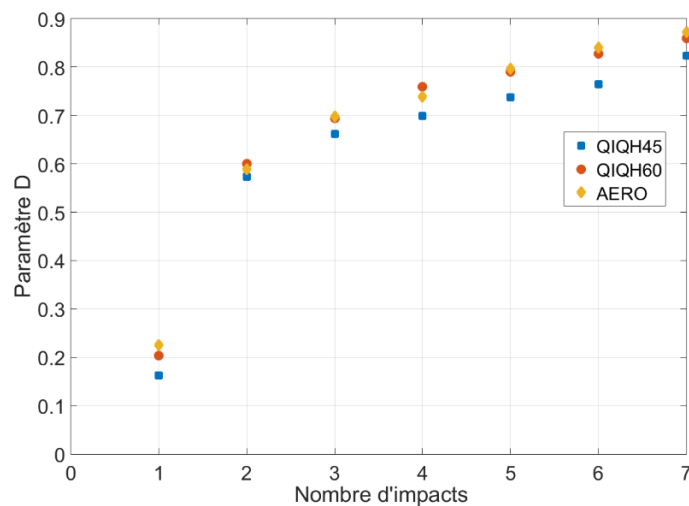
5.2.3. Analyse du paramètre D

La figure 5.4 présente les valeurs du paramètre D pour les trois stratifications étudiées.





(b) 15J



(c) 20J

Figure 5-4: Paramètre D en fonction du nombre d'impacts

Pour les trois stratifications et pour les trois énergies testées, on observe durant les premiers impacts que le paramètre D augmente rapidement de façon linéaire. Ainsi, pour 10J, cette première partie de courbes concerne les 4 premiers impacts. Pour 15J, celle-ci concerne les 5 premiers impacts. Enfin, pour 20J, cette augmentation initiale concerne les deux premiers impacts.

Au-delà de ces premiers impacts, le paramètre évolue à nouveau de manière linéaire mais selon une pente sensiblement plus faible. Qu'elle que soit l'énergie testée, cette pente est sensiblement la même pour les trois stratifications.

Ce changement dans l'évolution du paramètre D peut être attribué à un ralentissement de la progression du délaminage. En effet, lors des premiers impacts l'énergie apportée au point d'impact est suffisante pour une propagation rapide et importante du délaminage. Ensuite, à

chaque nouvel impact, les frontières du délaminage s'étendent un peu plus du point d'impact. Ceci atténue d'autant la contribution de chaque impact supplémentaire qui participe au développement de l'endommagement.

En ce qui concerne plus spécifiquement les stratifications, on observe pour 10J, que les trois courbes sont très proches même si on observe que celle relative au QIQH60 est légèrement au-dessus des deux autres, ce qui est cohérent avec les observations faites sur les courbes force-déplacement.

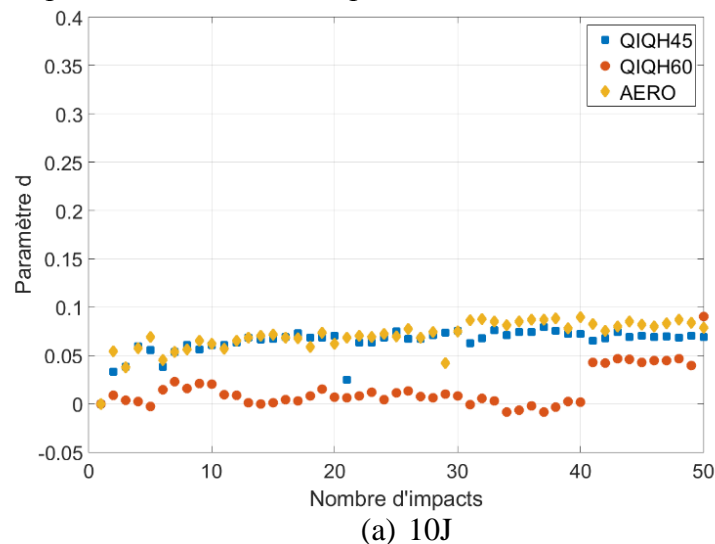
Pour 15J, là aussi les courbes sont très proches les unes des autres notamment jusqu'au 15^{ème} impact, au-delà il apparaît que la stratification QIQH45 est moins affectée que les deux autres stratifications.

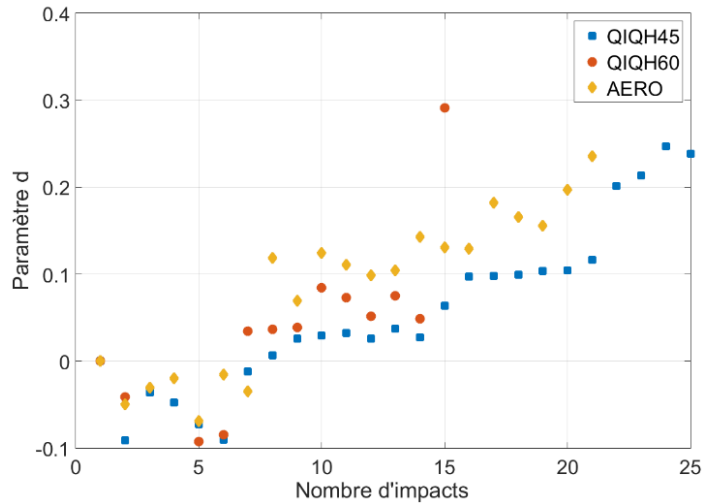
Pour 20J, la même remarque peut être faite quant au comportement légèrement meilleur du QIQH45.

En conclusion, l'analyse faite à partir du paramètre D montre que la stratification QIQH45 a une meilleure tolérance aux essais multi-impacts que les deux autres (AERO, QIQH45).

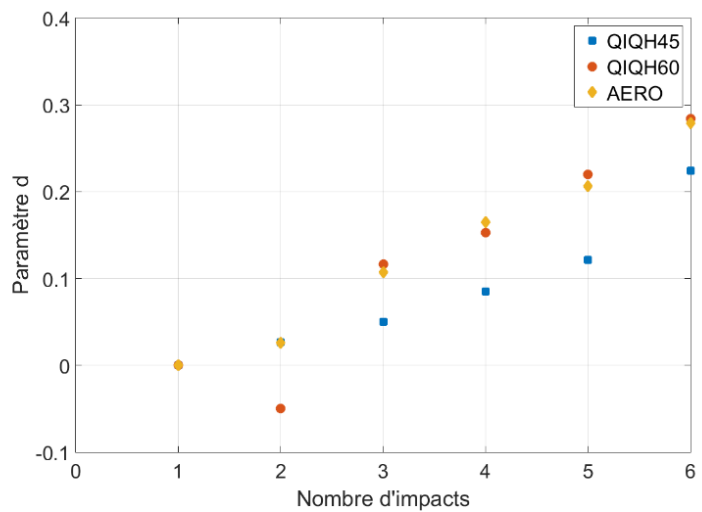
5.2.4. Analyse du paramètre d

La figure 5.5 présente l'évolution du paramètre d en fonction du nombre impact.





(b) 15J



(c) 20J

Figure 5-5: Paramètre d en fonction de nombre d'impacts

Bien que l'évolution du paramètre d ne présente pas la même stabilité que celle relative à D , on constate une évolution similaire pour les trois stratifications mais on ne retrouve pas les deux domaines observés sur les courbes relatives à D . Ainsi, pour 10J, le paramètre évolue très peu durant les 50 impacts. Même si on observe des valeurs plus faibles pour QIQH60, l'amplitude de variation n'est pas suffisamment importante pour tirer des conclusions au niveau de la tolérance aux multi-impacts. En revanche pour 15J et 20J, les variations du paramètre d deviennent plus importantes. Globalement, on note une évolution linéaire avec le nombre d'impacts, néanmoins on observe notamment à 15J, une évolution par paliers. L'instabilité inhérente au paramètre d peut expliquer ce phénomène.

5.2.5. Evaluation de l'endommagement par contrôle ultrasonore

Des analyses C-scan ont été effectuées sur tous les échantillons impactés afin de mesurer et de cartographier la quantité des endommagements subis à chaque impact. Les résultats sont présentés sur les figures 5.6, 5.7 et 5.8 correspondants respectivement aux énergies d'impact de 10J, 15J et 20J.

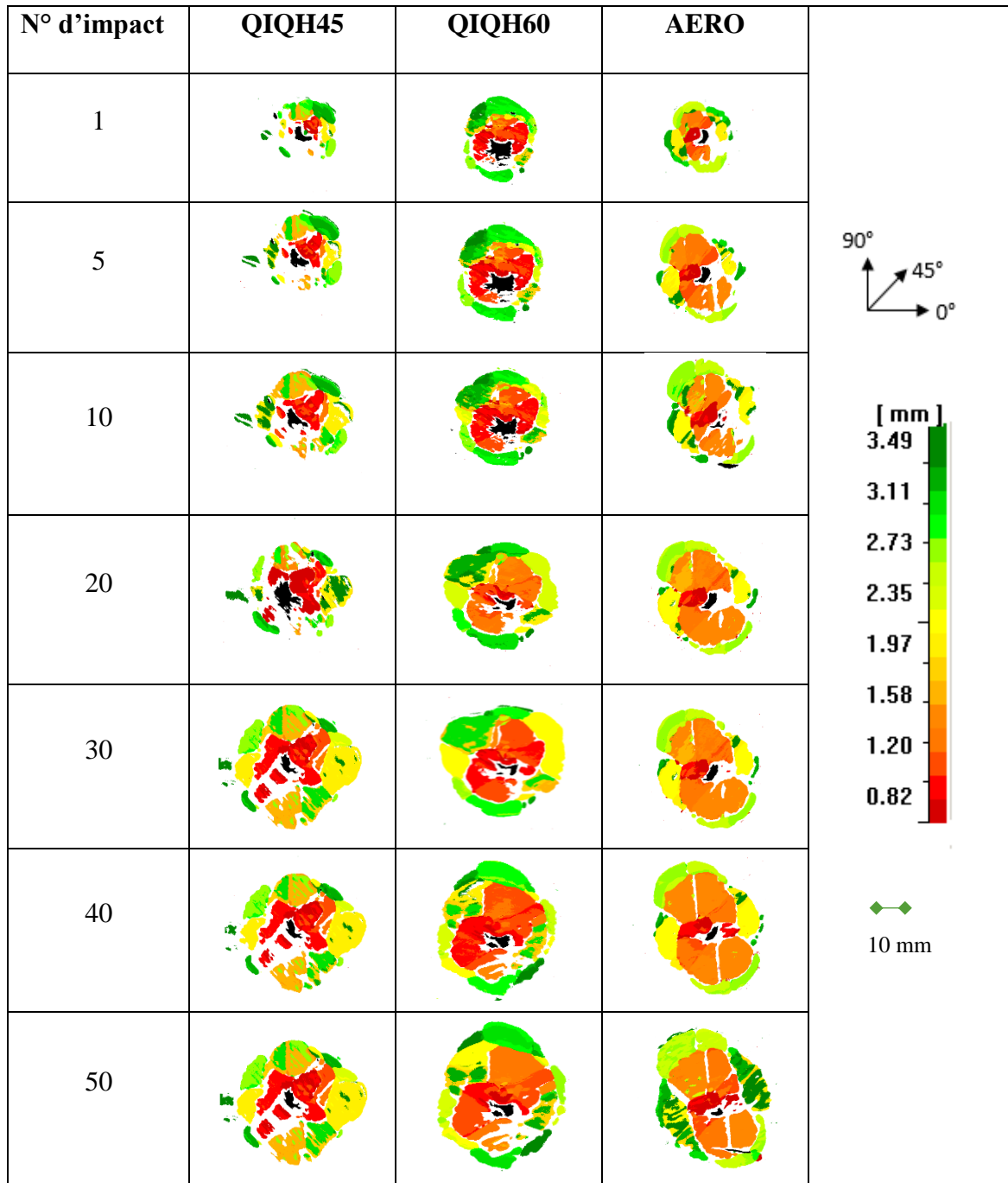


Figure 5-6: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 10J

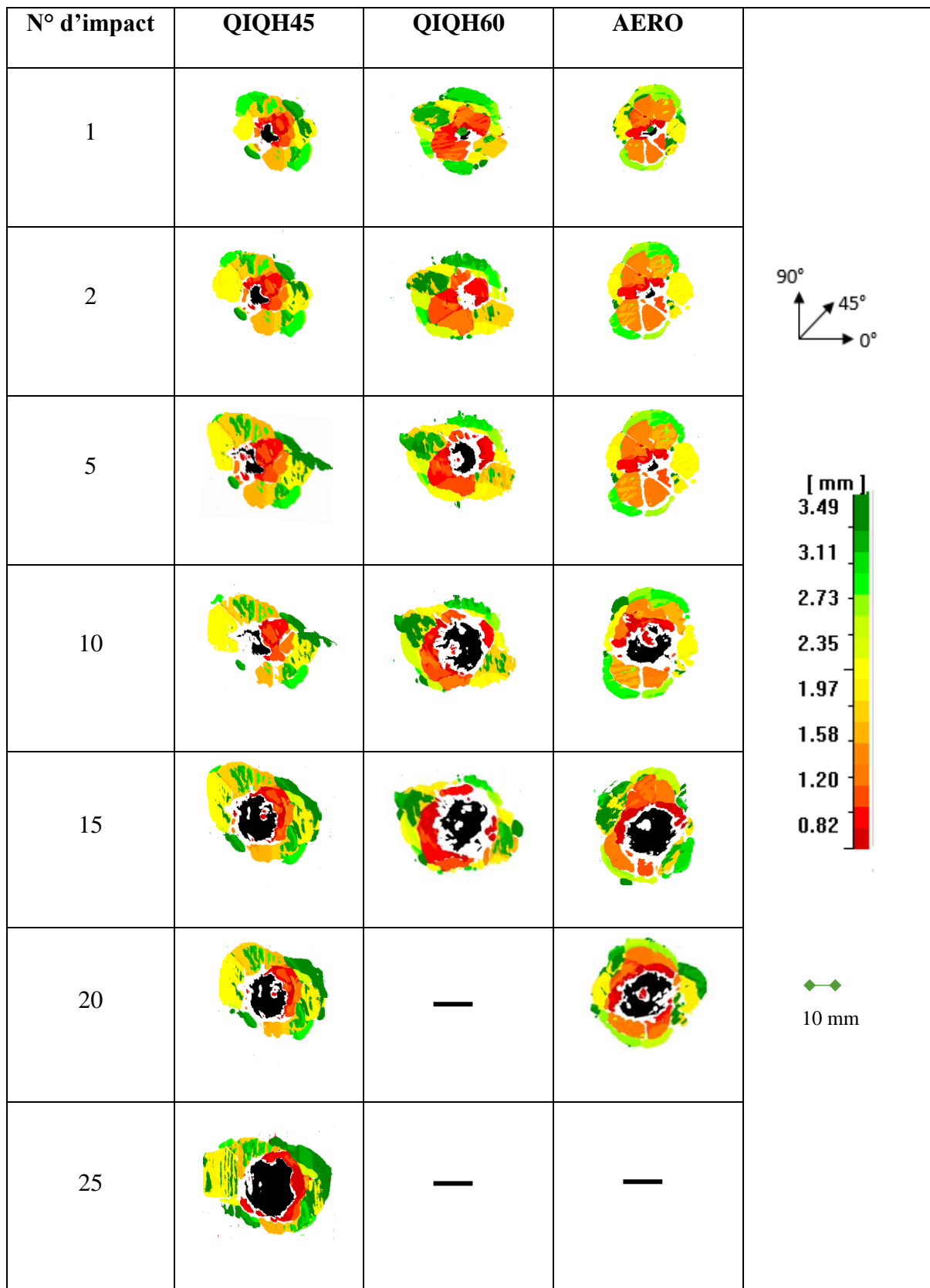


Figure 5-7: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 15J

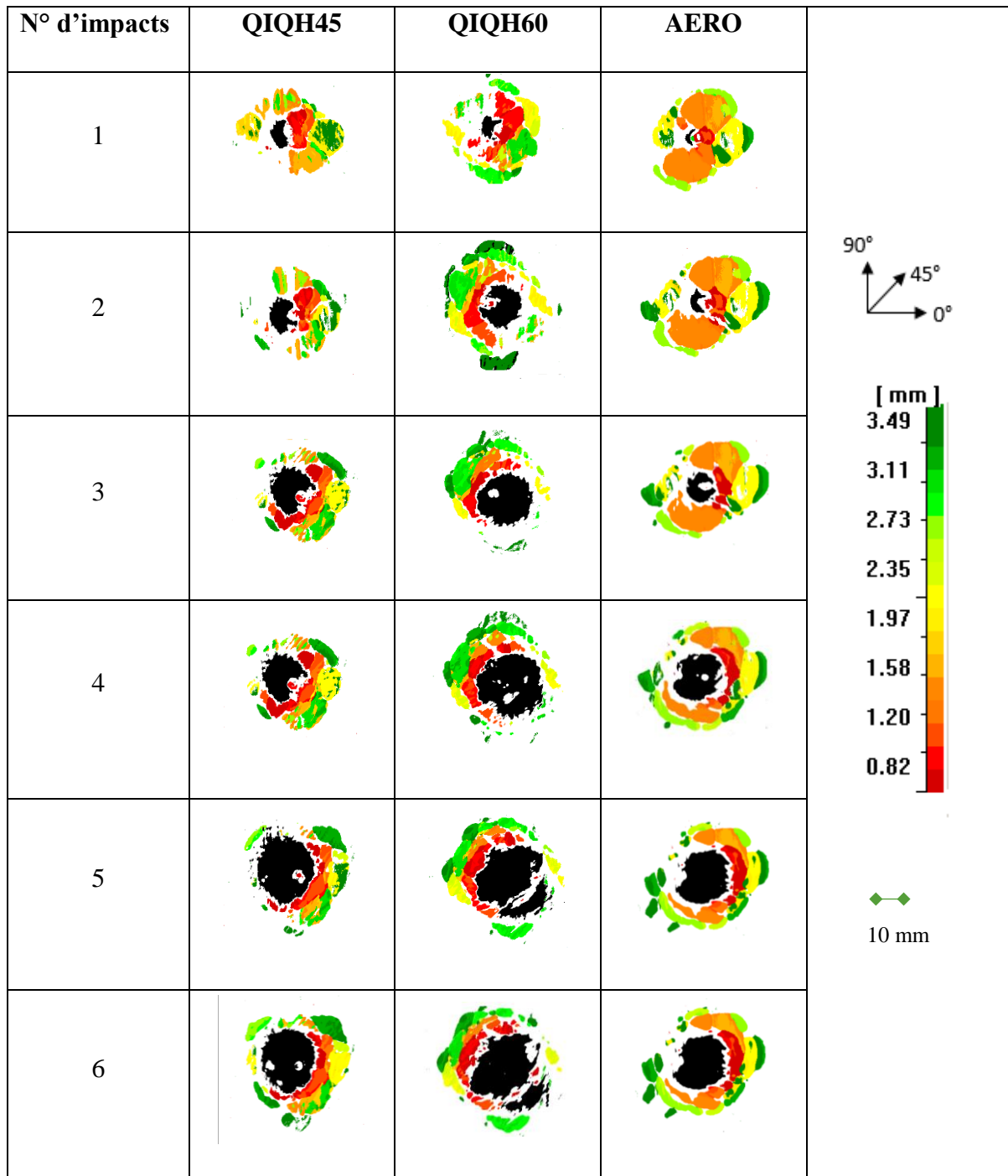


Figure 5-8: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 20J

Les images C-Scan obtenues montrent quantitativement que les surfaces délaminées projetées augmentent lorsque le nombre d'impact augmente.

Peu importe l'énergie d'impact et le nombre d'impacts, chaque stratification conserve une signature de la morphologie de leurs surfaces délaminées.

Les études montrent une morphologie homogène pour la stratification AERO. L'endommagement se présente sous forme de spirale, de la surface d'impact à la surface

intérieure du composite stratifié. Il n'y a pas d'orientation préférentielle distincte des endommagements.

D'autre part, pour les résultats de C-Scan obtenus pour QIQH45 et QIQH60, il existe des orientations préférentielles avec une expansion significative des endommagements dans la profondeur du stratifié. Il y a également une influence respective des fibres à 45 ° et 60 ° dans l'orientation de délaminage dans la profondeur des stratifiés, notamment en surface (Figure 5.9). On note aussi une augmentation des endommagements avec le nombre d'impacts et, dans certains cas, l'apparition de nouveaux endommagements aux interfaces.

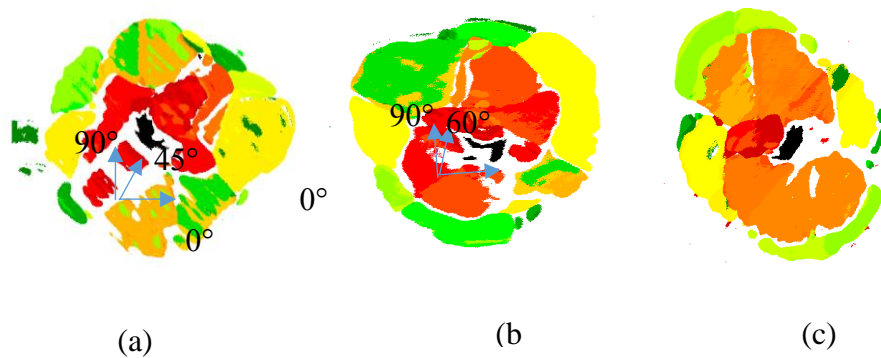
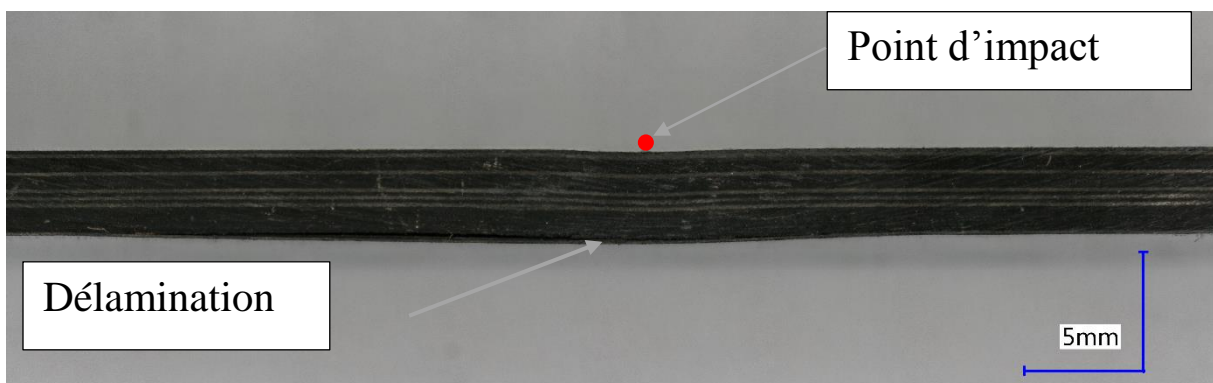


Figure 5-9: Image C-Scan de l'échantillon impacté à 10J
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO

Nous avons également noté que la zone directement sous l'impacteur devient de plus en plus difficile à analyser avec l'accroissement du nombre d'impact, aux énergies d'impact de 15J et 20J. Lors des premiers impacts les endommagements sont principalement dus à la présence d'une zone d'indentation. Lorsque le nombre d'impacts devient important, on observe la présence d'un endommagement chaotique (Figure 5.10 (a, b,c)).



(a) 10J



(b) 15J



(c) 20J

**Figure 5-10: Faciès d'impact pour QIQH45
(a) 10J, (b) 15 J et (c) 20 J**

5.2.6. Relation entre le paramètre D et la surface endommagée projetée

Les figures 5.12, 5.13, 5.14 présentent pour chaque énergie, l'évolution du paramètre D parallèlement à l'évolution de la zone endommagée projetée en fonction au nombre d'impacts pour les trois niveaux d'énergie d'impact.

Pour mesurer la surface endommagée obtenue par C-Scan, nous récupérons directement du logiciel, les images d'amplitude. Grâce à une routine Matlab, nous déterminons par seuillage de contraste le contour de la surface correspondante à une amplitude nulle (zone blanche sur la figure 5.11 ci-dessous). A partir de là et grâce à l'échelle de référence il est possible de calculer la surface totale endommagée projetée.

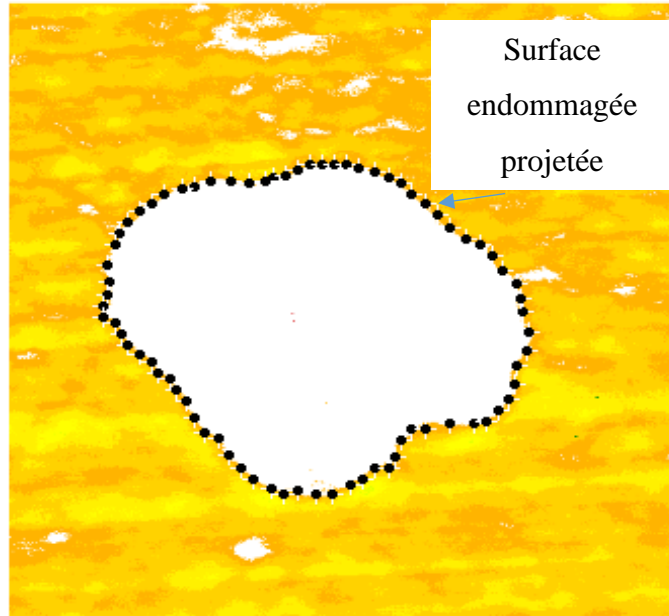


Figure 5-11: Résultat en amplitude du C-Scan

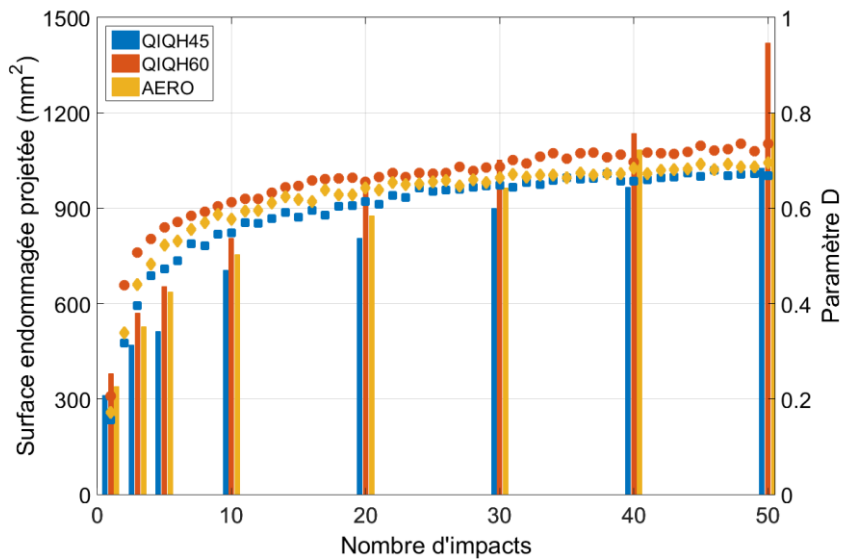


Figure 5-12: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (10J)

Il y a une bonne corrélation entre les images C-Scan et les valeurs du paramètre D pour toutes les stratifications. De même, les surfaces endommagées projetées augmentent en fonction du nombre d'impact à toutes les énergies d'impact utilisées.

Pour une énergie d'impact de 10 J (Figure 5.12), on observe qu'entre le premier et le dernier impact des zones de délamination passent de 310 mm² à 1030 mm², une augmentation d'environ 69% , pour QIQH45, 370 mm² à 1420 mm² soit une augmentation d'environ 73%, pour QIQH60 et 340 mm² à 1200 mm², soit une augmentation d'environ 71% pour les échantillons AERO. Ainsi, la zone endommagée par le délaminage pour QIQH60 est supérieure à la QIQH45 et AERO.

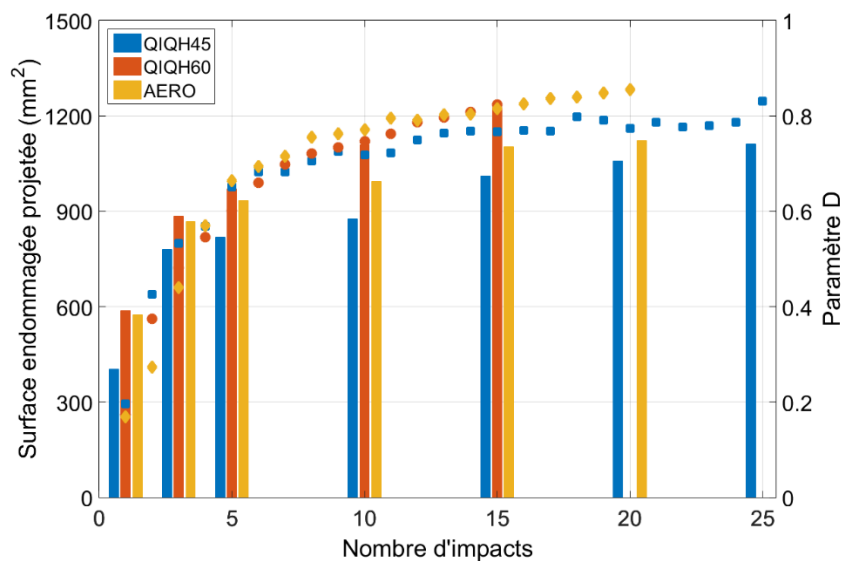


Figure 5-13: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (15J)

Comme prévu, l'augmentation de l'énergie d'impact de 10J à 15J (Figure 5.13) montre que les surfaces endommagées projetées augmentent du premier impact au dernier impact avec une baisse globale des pourcentages. De façon analogue que l'énergie d'impact à 10J cela donne pour la stratification QIQH45 une plage de 403 mm² à 1100 mm², une augmentation d'environ 63%, pour QIQH60 une plage de 585 mm² à 1200 mm², une augmentation d'environ 52% et finalement le matériau AERO est compris entre 575 mm² et 1150 mm², soit une augmentation d'environ 50%.

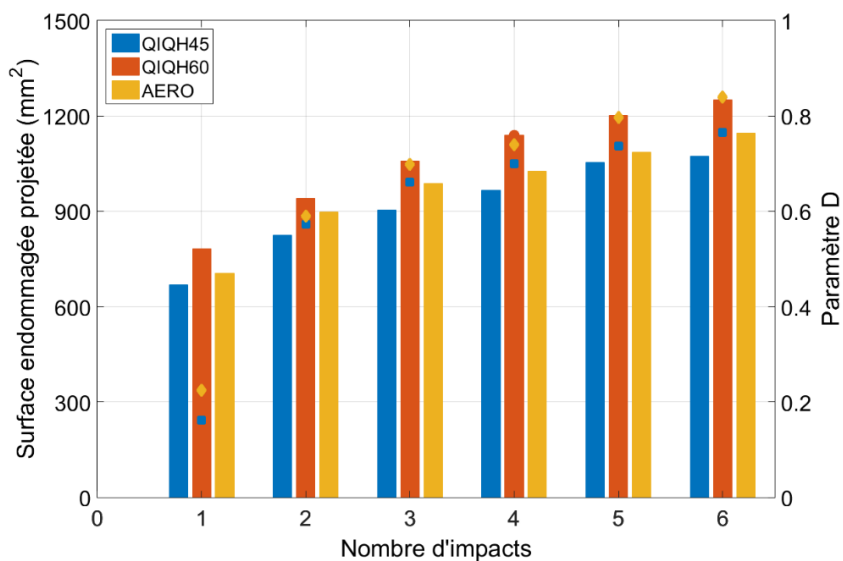


Figure 5-14: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (20J)

L'énergie de 20J (Figure 5.14) affecte de manière significative le processus de dégâts en infligeant des endommagements significatifs après chaque impact. Suite à l'énumération ci-dessus, cela produit pour QIQH45 une gamme allant du premier impact au dernier impact de 670 mm² à 1100 mm², soit une augmentation d'environ 40%. De même, pour la stratification QIQH60 passe de 780mm² à 1300 mm², soit une augmentation d'environ 40%. Enfin, le matériau AERO passe de 705 mm² à 1145 soit une augmentation d'environ 38%.

La comparaison des courbes du paramètre *D* et des zones endommagées projetées obtenues par C-Scan montre que la stratification QIQH45 résiste à de multiples impacts mieux que les deux autres séquences d'empilement, indépendamment des niveaux d'énergie.

5.3. Analyse incrémentale des images C-Scan

A partir des analyses de C-scan réalisées précédemment, un choix incrémental a été fait. Sachant que les stratifications sont constituées de 24 plis et possédant une épaisseur moyenne de 3,6mm, le critère incrémental choisi est $3,6\text{mm}/24=0,15\text{mm}$. Pour réussir à prendre chaque interface délaminée, le point de départ de l'analyse choisi est la moitié du premier pli c'est-à-dire 0,075mm à partir de la surface supérieure (figure 5.15).

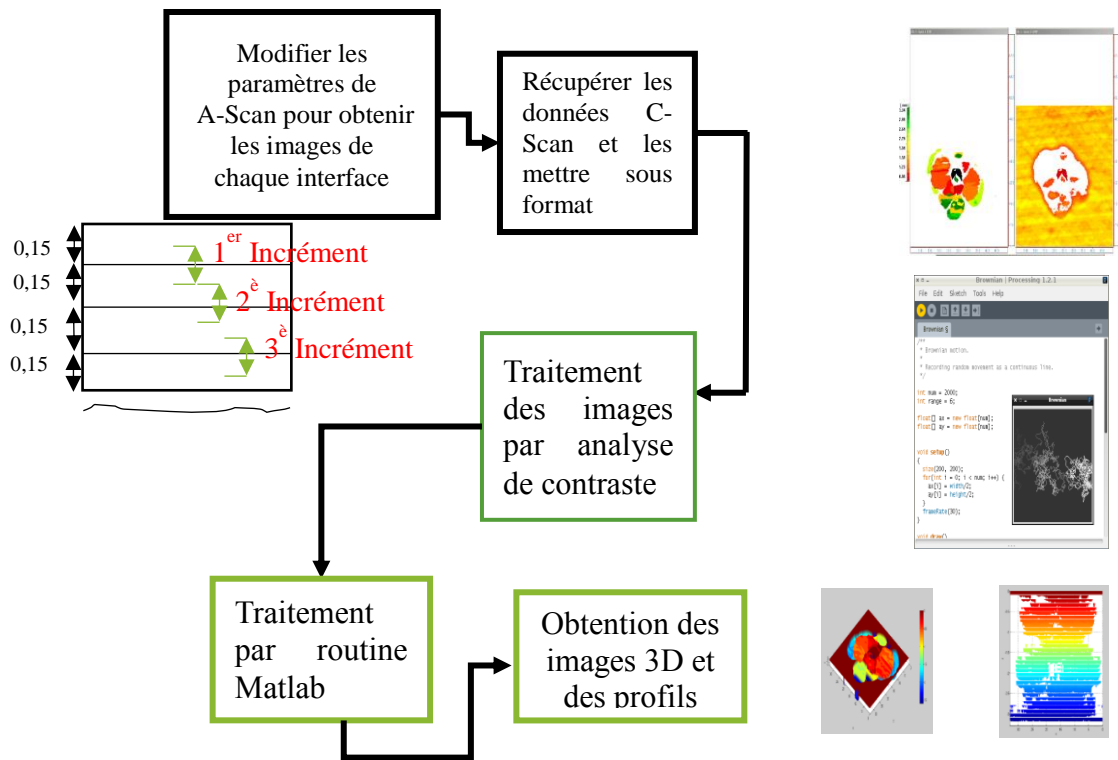


Figure 5-15: Processus incrémental de l'endommagement

Par le biais d'un logiciel de traitement d'image 'Processing', on récupère toutes les interfaces délaminées (Figure 5.16, 5.17, 5.18) obtenues à partir des intensités de pixels.

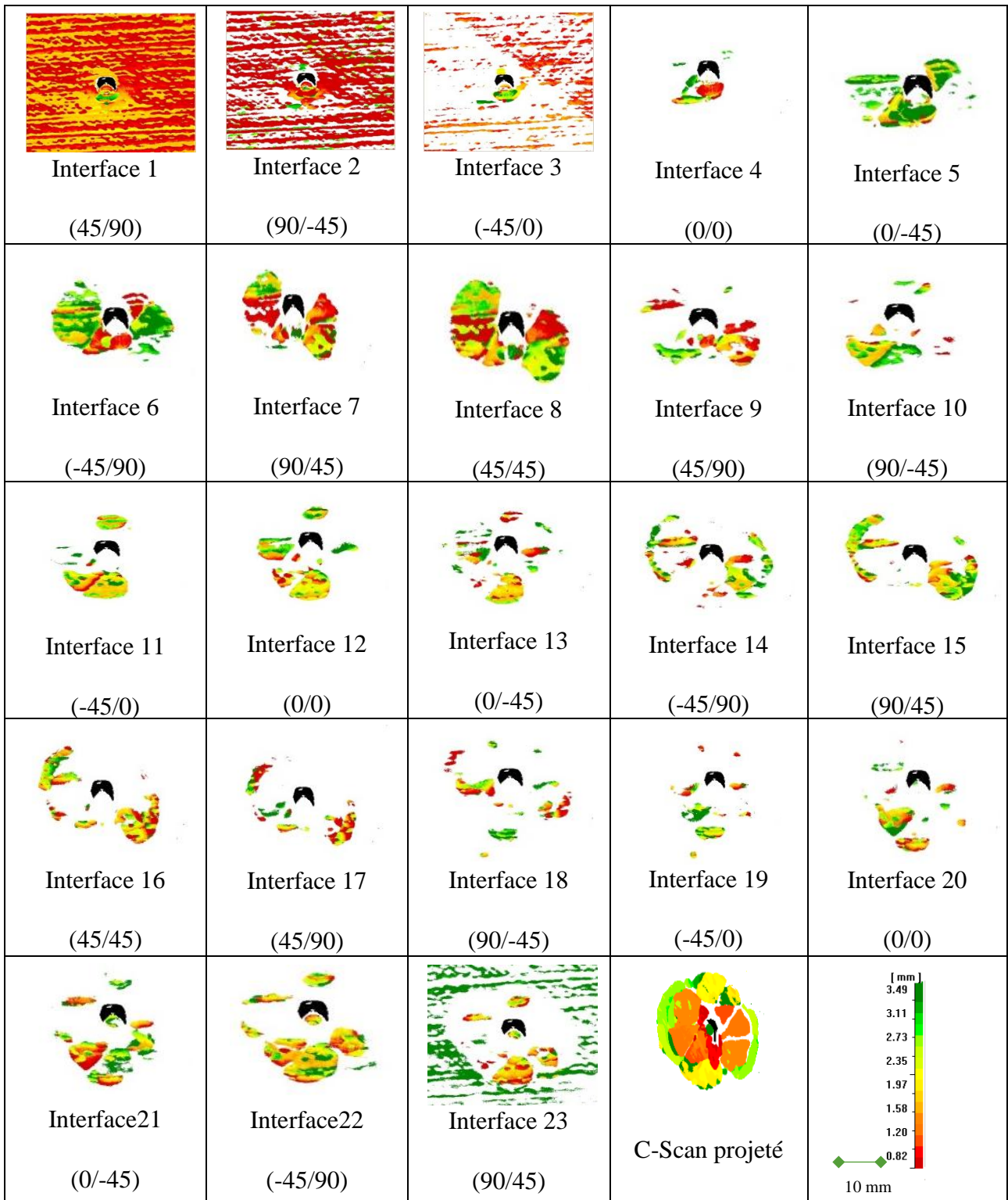


Figure 5-16: C-Scan incrémental (15J), AERO

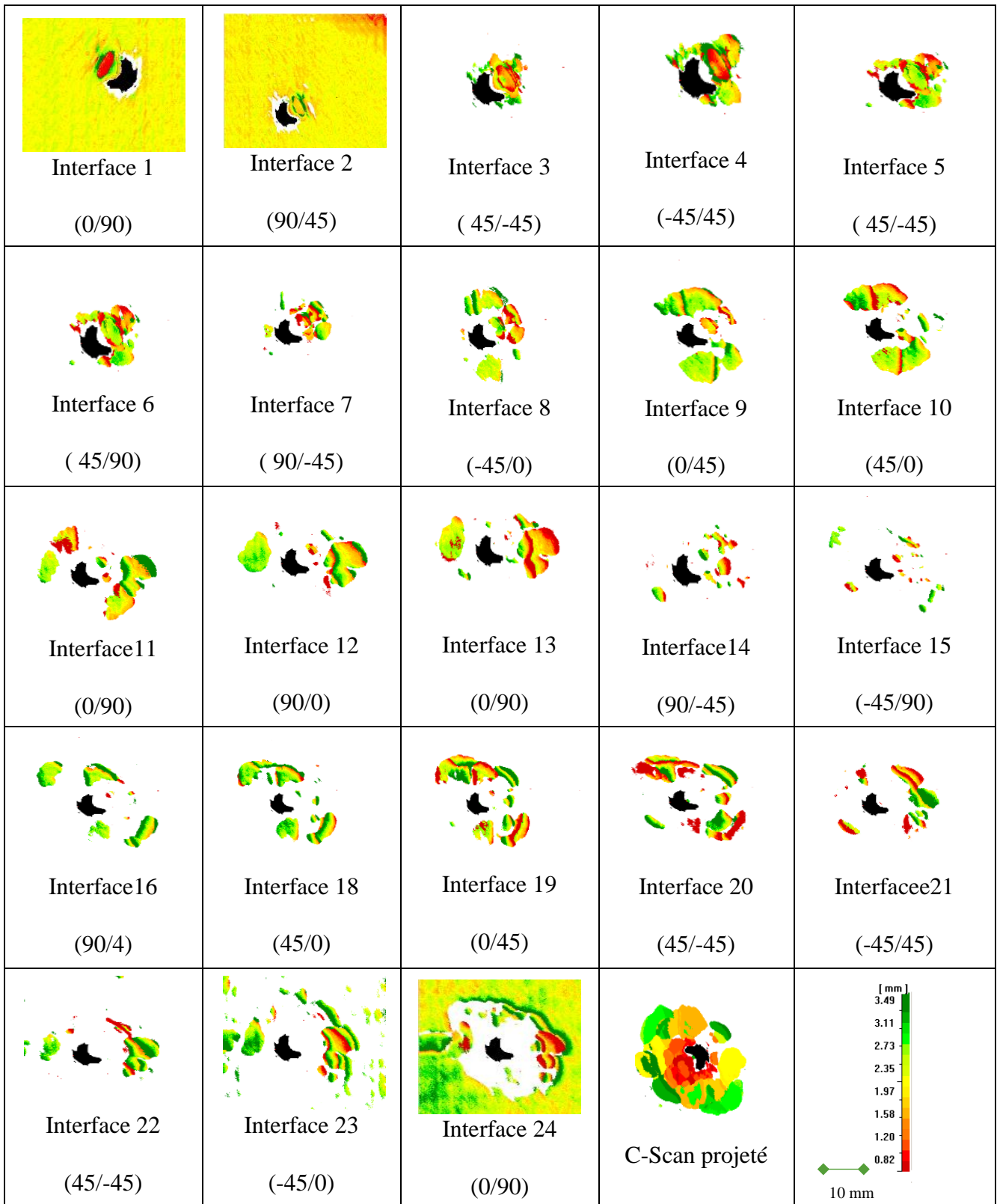


Figure 5-17: C-Scan incrémental (15J), QIQH45

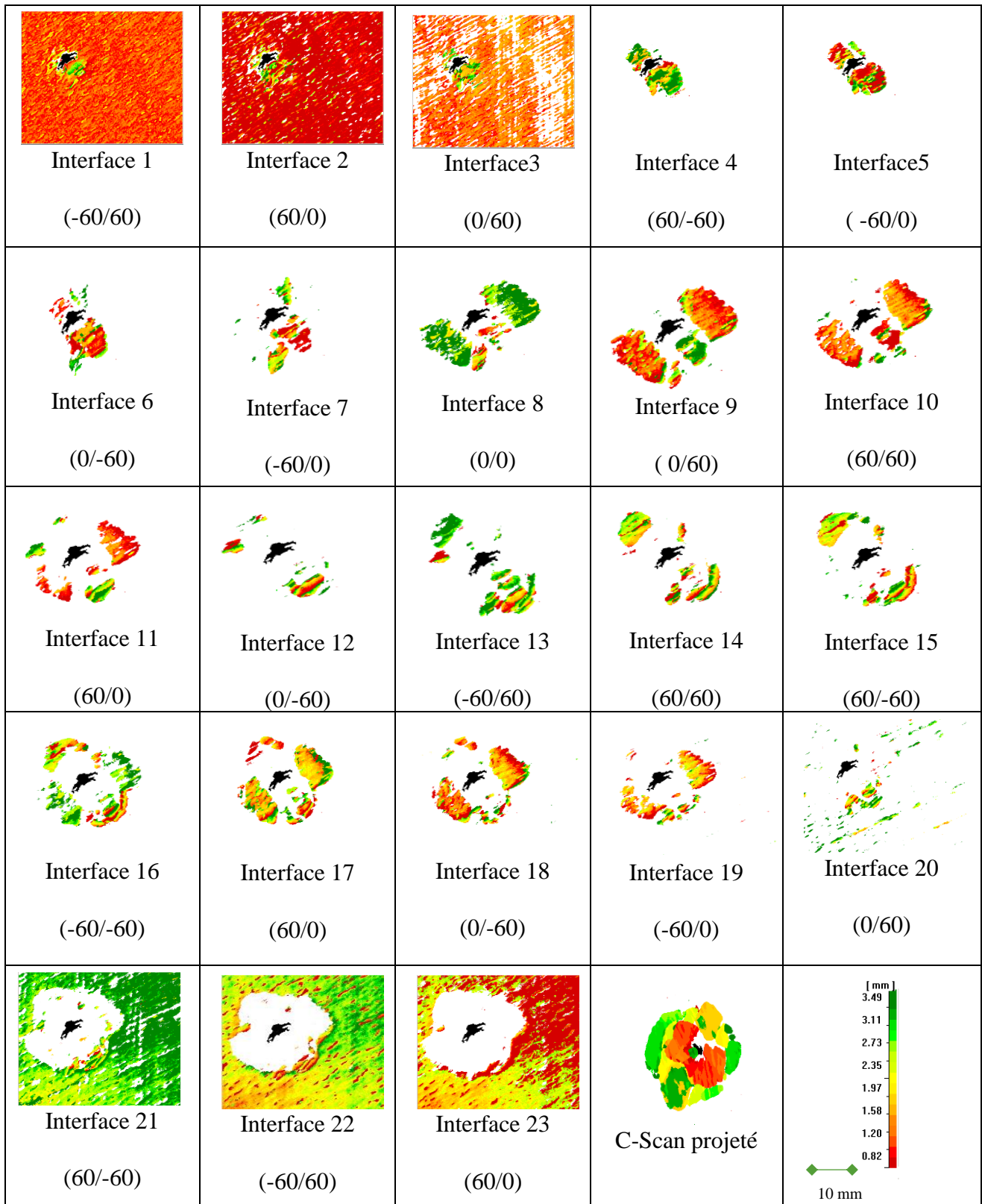
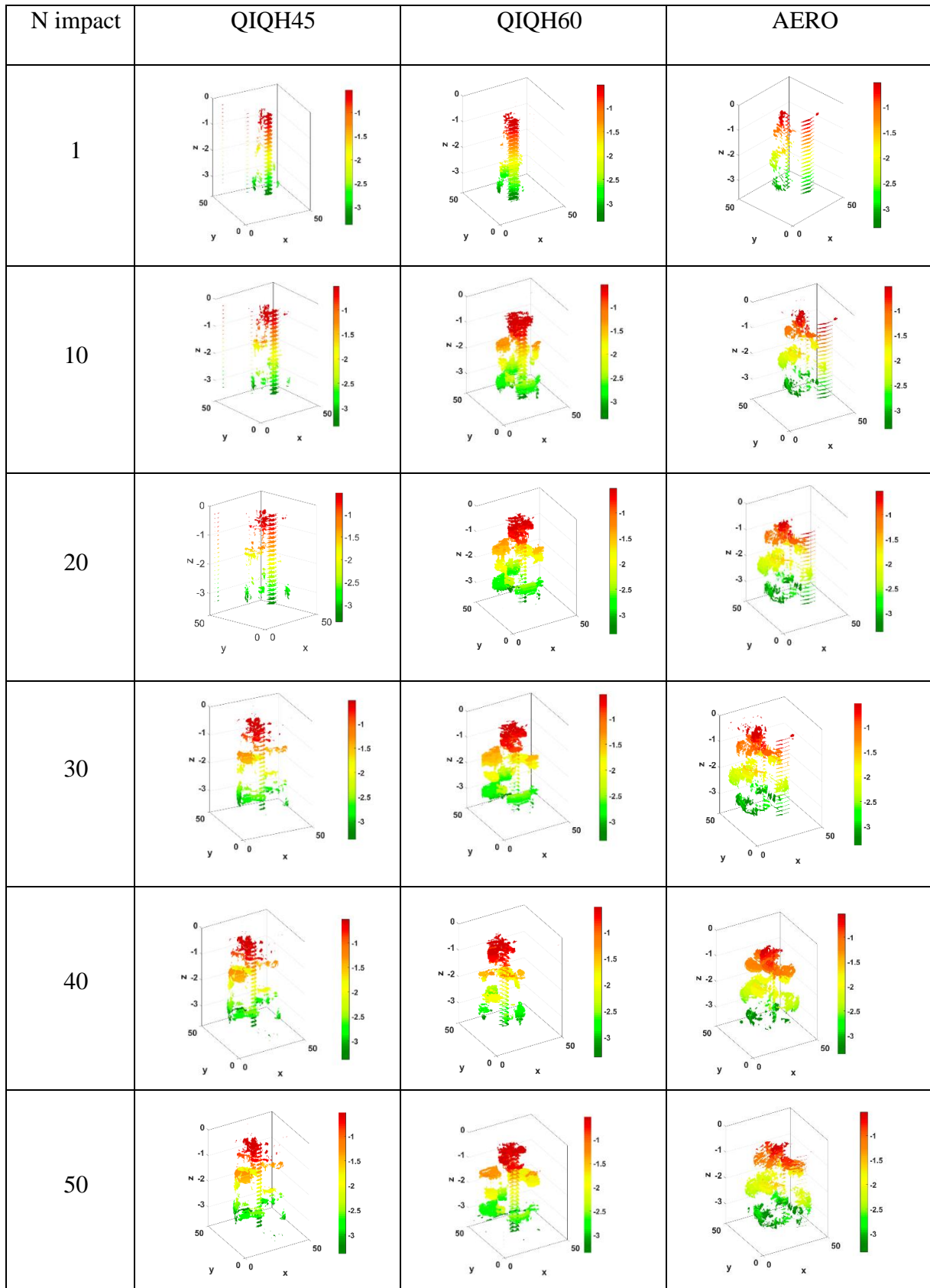
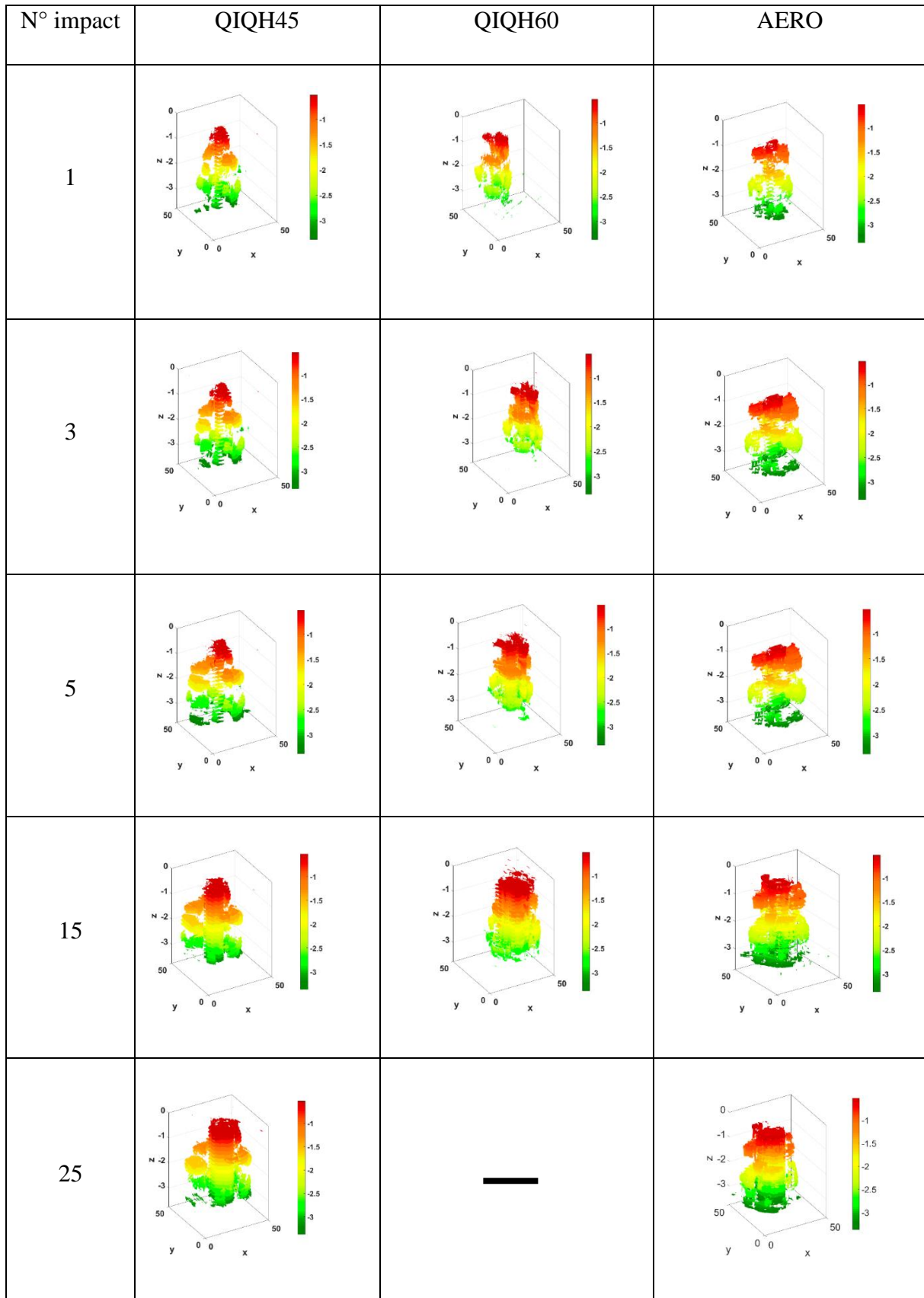


Figure 5-18: C-Scan incrémental (15J), QIQH60

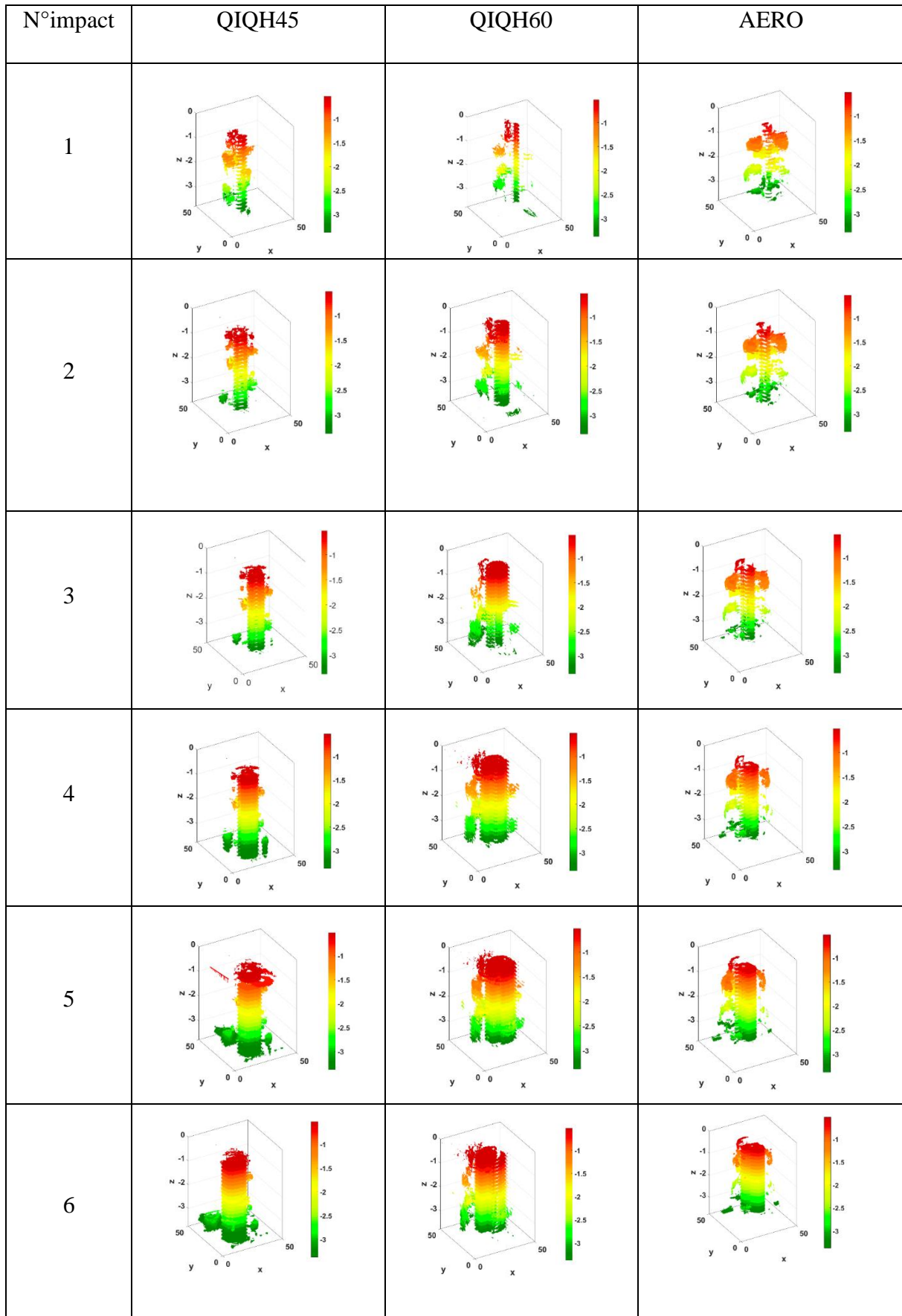
Grâce à une routine Matlab, une reconstitution en 3D de l'endommagement en profondeur a pu être réalisée. Les figures 5.19, 5.20, 5.21 présentent l'ensemble des reconstitutions 3D respectivement des impacts 10J, 15J, 20



**Figure 5-19: Analyse 3D de l'endommagement
Energie d'impact de 10J**



**Figure 5-20: Analyse 3D de l'endommagement
Energie d'impact de 15J**



**Figure 5-21: Analyse 3D de l'endommagement
Energie d'impact de 20J**

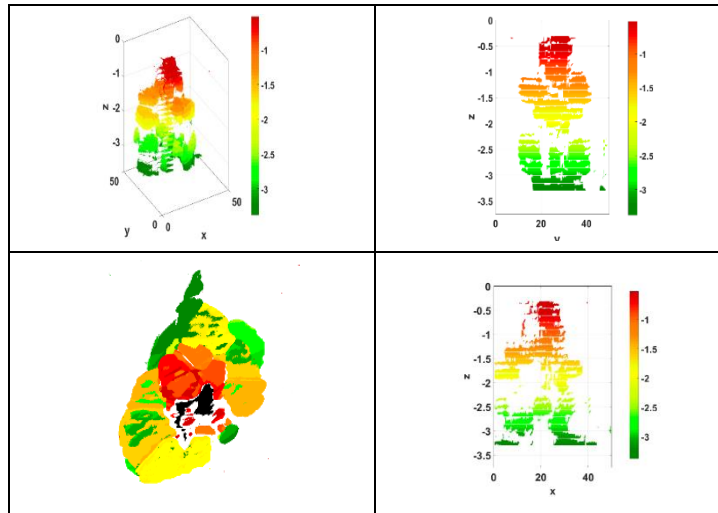


Figure 5-22: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15J QIQH45

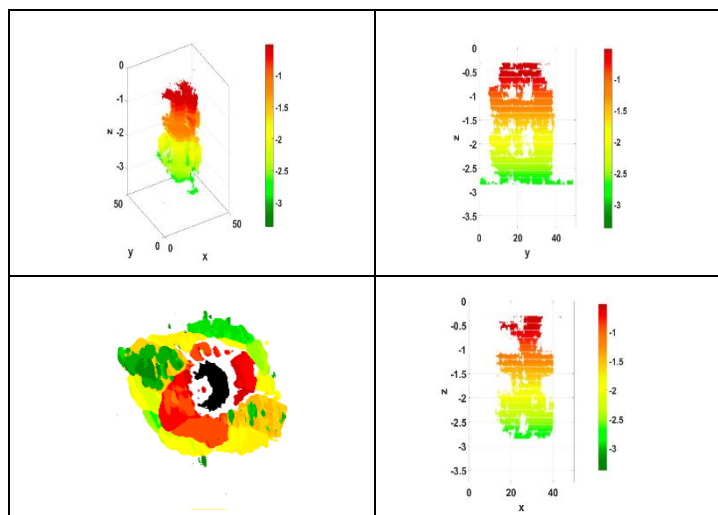


Figure 5-23: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15J QIQH60

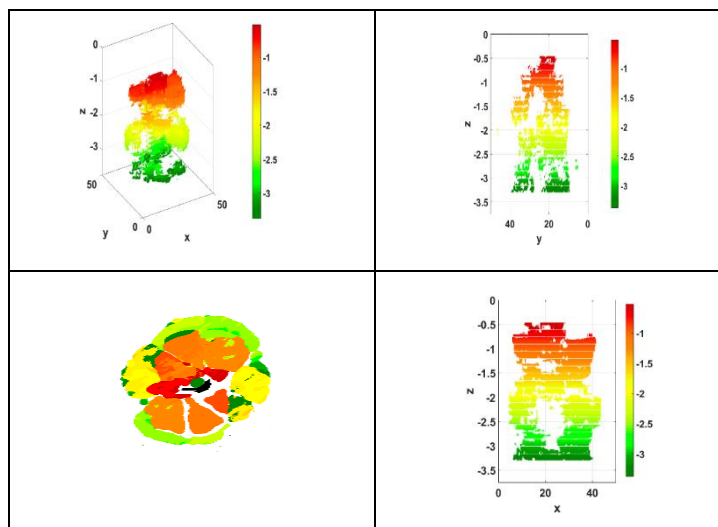


Figure 5-24: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15J AERO

L'analyse de l'endommagement 3D montre que chaque stratification présente une évolution particulière de l'endommagement à chaque interface en fonction du nombre d'impacts.

Peu importe l'énergie d'impact, on remarque que chaque stratification conserve sa signature de morphologie d'endommagement en profondeur.

- Analyse C-Scan 3D de la stratification QIQH45

De façon générale les analyses C-Scan 3D confirment l'orientation préférentielle des fibres à 45°. L'endommagement 3D est dispersé dans la profondeur. Les projections des images de C-Scan en profondeur montrent que l'endommagement se présente par palier, ce qui explique l'influence des interfaces sur l'endommagement aux tolérances à l'impact.

- Analyse C-Scan 3D de la stratification QIQH60

Pour la stratification QIQH60, on remarque également une orientation privilégiée des fibres de 60°. Une dispersion de l'endommagement est également notée, avec une signature de l'endommagement propre à la stratification.

- Analyse C-Scan 3D de la stratification AERO

Pour la stratification AERO, l'endommagement est plus entassé, sans orientation préférentielle des fibres.

La figure 5.25 présente le profil de l'endommagement à travers l'épaisseur du matériau AERO à 15J. On note une zone perturbée qui désigne la face impactée et non impactée. Dans ces zones, le capteur a du mal à avoir accès aux informations correctes sur l'état de l'endommagement. Dans le cas de notre analyse, on ne prend pas en compte les zones perturbées et la zone d'étude est délimitée à une profondeur de [0,525mm 2,775mm].

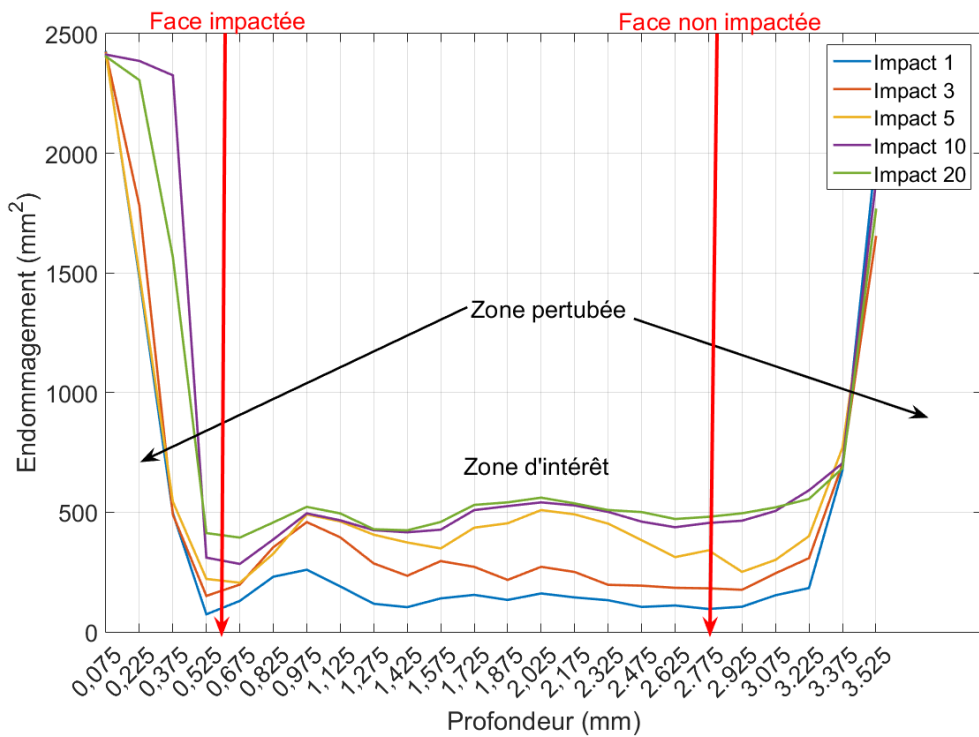
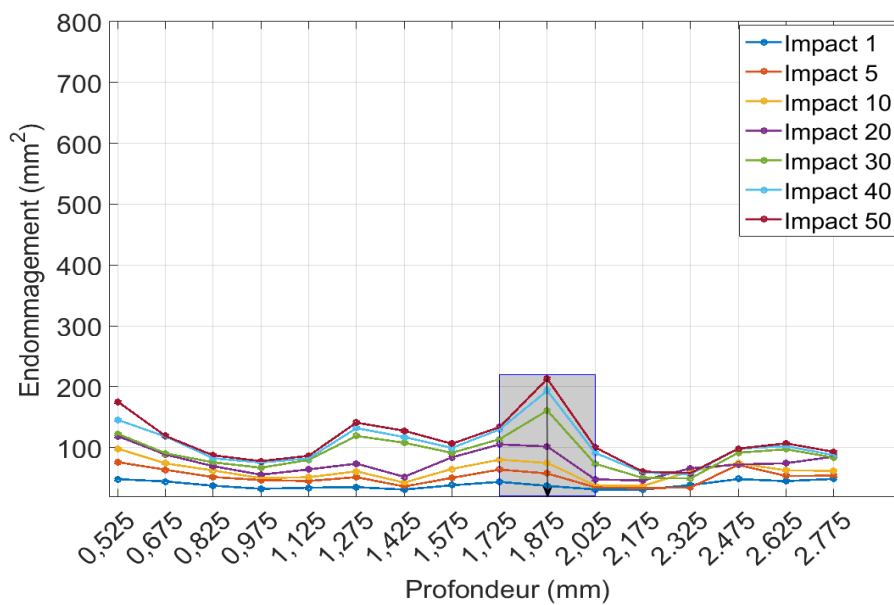
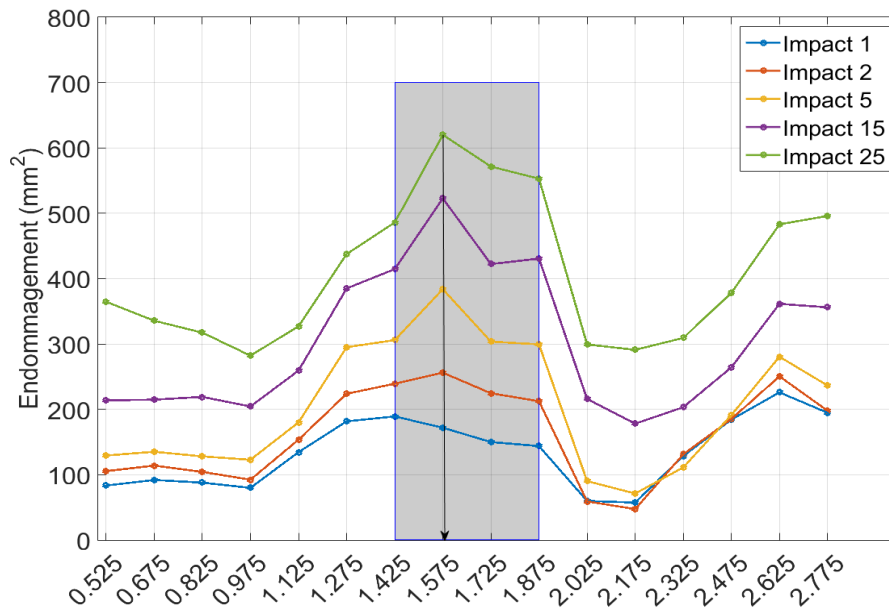


Figure 5-25: Répartition typique du profil de l'endommagement en profondeur pour l'AERO à 15J

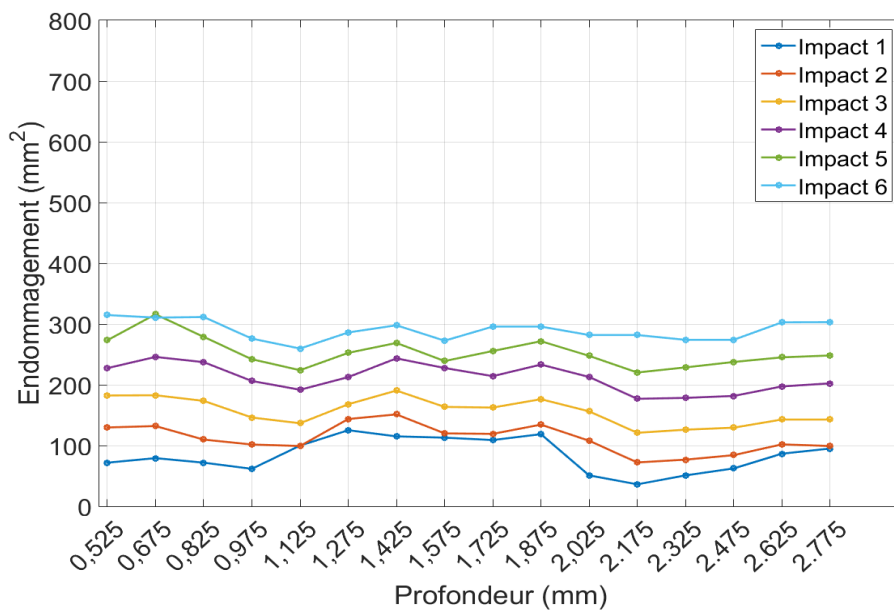
Le profil de l'endommagement a été étudié pour repérer concrètement les interfaces les plus délamifiantes pour chacune des trois stratifications (Figure 5.26; 5.27 ; 5.28).



(a)

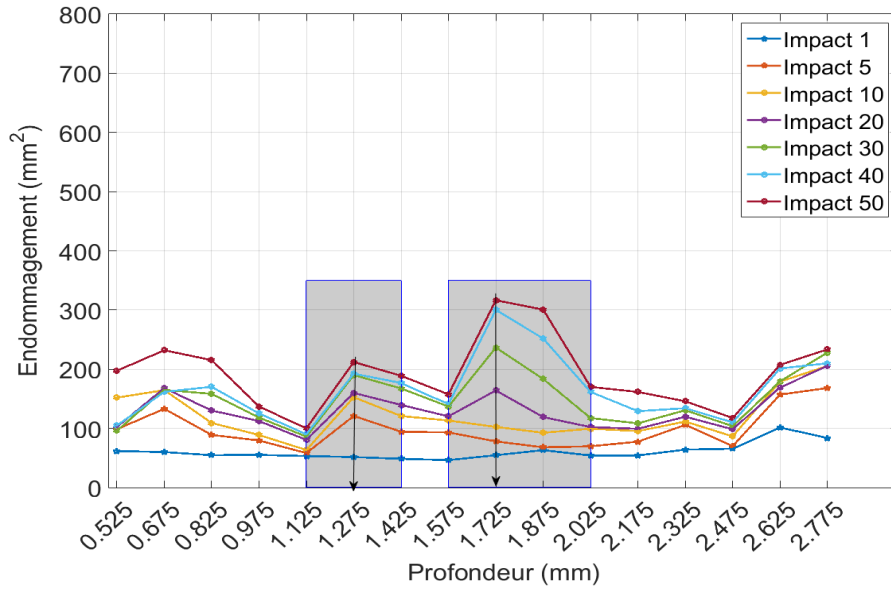


(b)

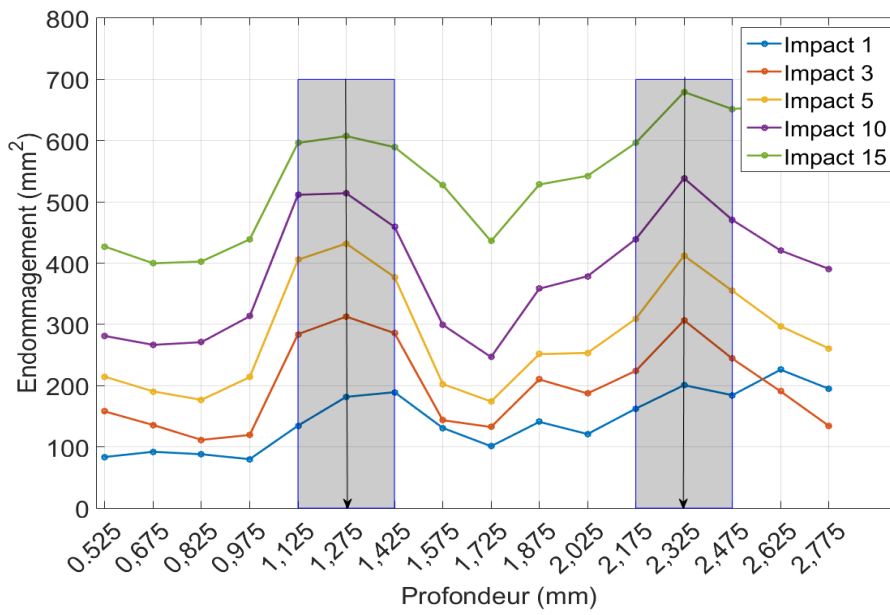


(c)

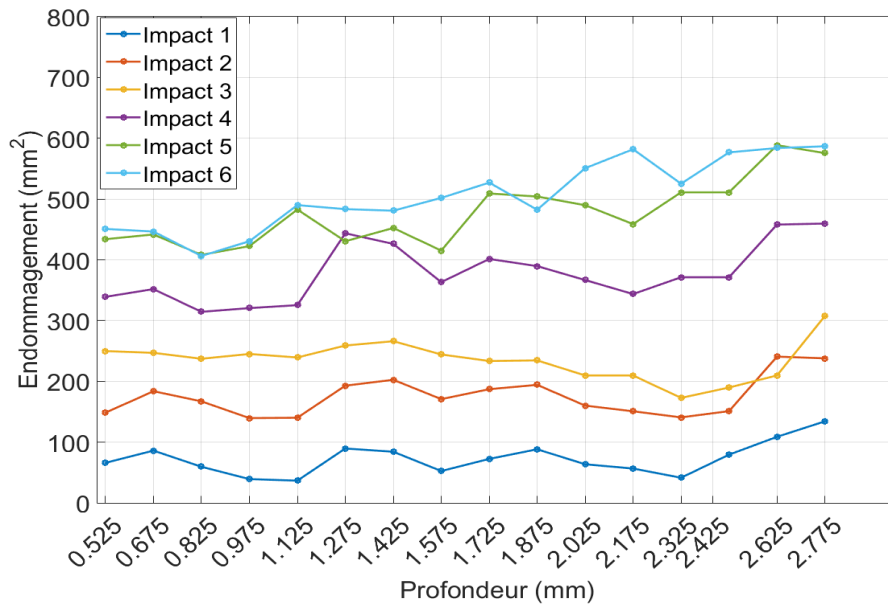
**Figure 5-26: Répartition de l'endommagement en profondeur pour le QIQH45
(a) 10J (b) 15J (b) 20J**



(a)

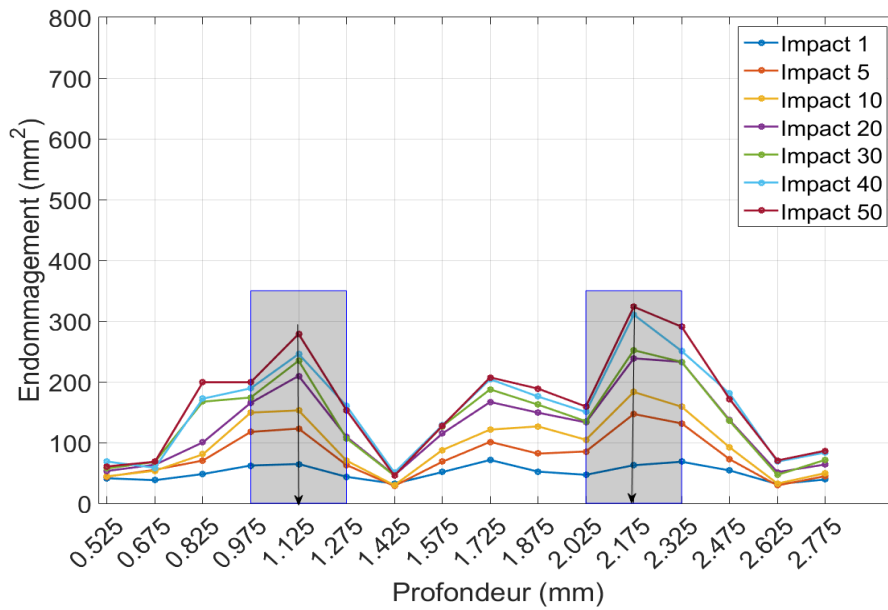


(b)

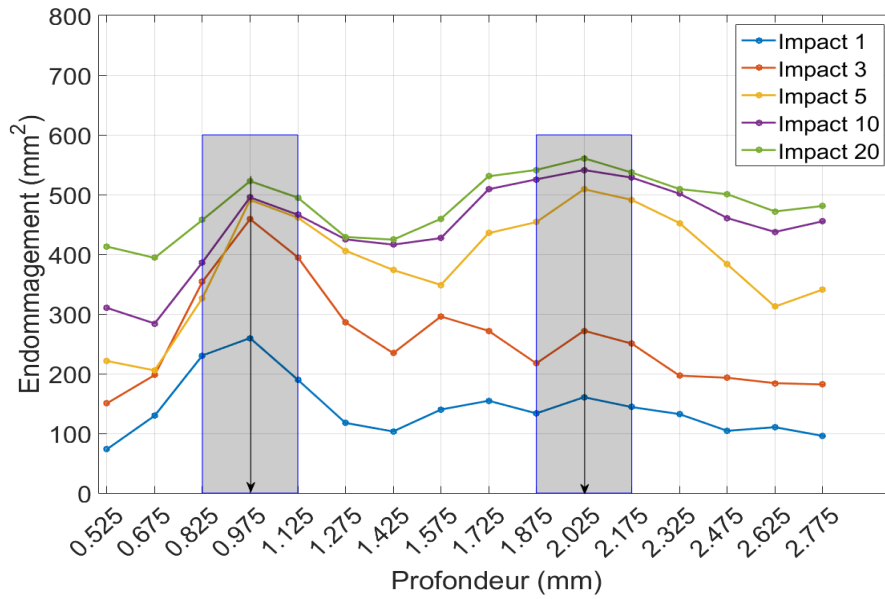


(c)

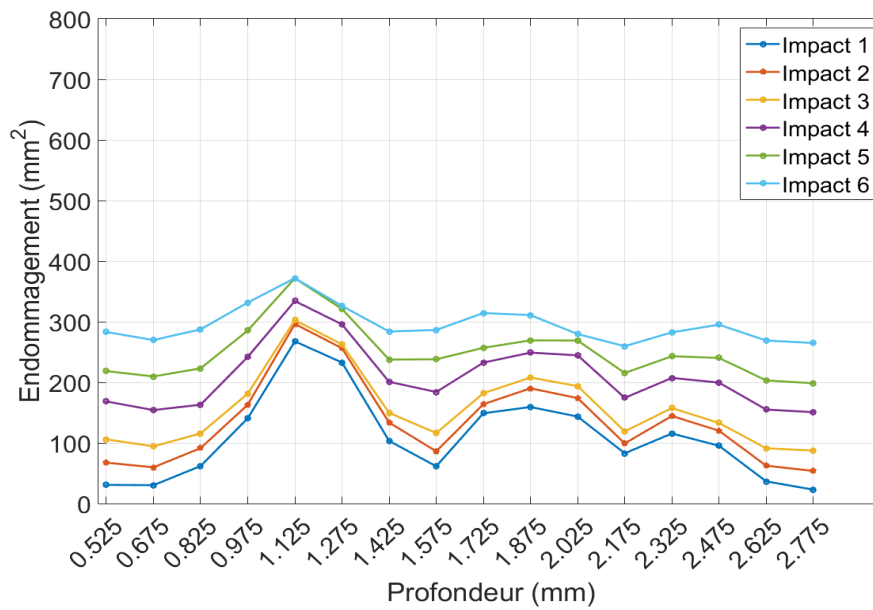
**Figure 5-27: Répartition de l'endommagement en profondeur pour le QIQH60
(a) 10J, (b) 15J, (c) 20J**



(a)



(b)



(c)

Figure 5-28: Répartition de l'endommagement en profondeur pour l'AERO (a) 10J, (b) 15J, (c) 20J

De façon générale, on remarque que peu importe l'énergie d'impact chaque stratification garde une signature de l'endommagement propre à elle.

5.3.1. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification QIQH45

Le profil général de l'amplitude augmente avec le nombre d'impacts et l'énergie d'impact. Pour une énergie d'impact de 10J, l'endommagement augmente de 82% du 1^{er} au 50^{ème}. En ce qui concerne l'énergie d'impact de 15J, on note une augmentation de 72% de l'impact 1 à l'impact 25. Pour l'énergie d'impact de 20J, l'endommagement augmente de 61% de l'impact 1 à l'impact 6.

On remarque que l'évolution du profil de l'endommagement présente un pic pour les énergies d'impact de 10J et 15J à des endroits différents ce qui n'est pas forcément le cas pour l'énergie d'impact de 20J. Ce pic caractérise l'interface la plus délaminante de la chaîne de la stratification.

Pour une énergie d'impact de 20J, on ne retrouve pas ce pic d'endommagement. Cette énergie est assez suffisante et entraîne une dégradation importante de la plaque dès le premier impact. La perforation de la plaque intervient plus rapidement et entrave la facilité de suivre l'évolution de l'endommagement. On remarque une répartition plus homogène de l'endommagement dans la profondeur.

Pour une énergie d'impact de 10J, le pic d'endommagement intervient dans un intervalle de profondeur [1,725 2,025] mm plus précisément à 1,825mm. L'interface plus délaminante correspondant à cette profondeur est [90/0/90/45].

Pour une énergie d'impact de 15J, le pic d'endommagement intervient dans un intervalle de profondeur [1,425 1,725] mm plus précisément à 1,575mm. L'interface délaminante est [0/45/0/90].

5.3.2. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification QIQH60

Les mêmes analyses ont été faites sur la stratification QIQH60, On remarque également une évolution du profil général de l'amplitude augmente avec le nombre d'impact. Ainsi pour une énergie d'impact de 10J, l'endommagement augmente de 82% du premier impact à l'impact 50. Pour une énergie d'impact de 15J, on note une augmentation de 70% l'impact 1 à l'impact 15. Pour 20J l'endommagement augmente de 81% de l'impact 1 à l'impact 6.

Le profil de l'endommagement présente deux pics peu importe le nombre d'impact pour les énergies d'impact de 10J et 15J.

Pour une énergie d'impact de 10J le premier pic d'endommagement apparaît dans un intervalle de profondeur [1,125 1,425] mm à 1,275mm. Cette interface la plus sensible au délaminage correspond à [-60/0/0/-60]. Le deuxième pic apparaît entre [1,575 1,875] mm plus précisément à 1,725mm correspondant à l'interface [60/0/-60/60].

Pour 15J, le premier pic apparaît dans ce cas dans un intervalle de [1,125 1,425] mm à 1.275mm. L'interface la plus délaminante est [-60/0/0/-60]. Le deuxième pic apparaît entre [2,175 2,475] mm précisément à 2,325mm. Ce pic d'endommagement correspond à l'interface [60/-60/-60/0].

5.3.3. Profil d'endommagement en profondeur de la stratification AERO

La stratification AERO présente également une évolution du profil de l'amplitude avec l'augmentation du nombre d'impacts. Cependant on note une augmentation de l'endommagement de 78%, 71%, 40% du premier au dernier impact respectivement pour les énergies d'impacts 10J, 15J, 20J.

Le profil général de l'amplitude présente également deux pics comme dans le cas de la stratification QIQH60 pour les énergies d'impacts de 10J, 15J. Pour une énergie d'impact de 10J, le premier pic apparaît entre [0,975 1,275] mm. Cette interface correspond à [90/45/45/90]. Le deuxième pic apparaît plus loin à [2,025 2,325] mm. L'interface la plus sensible correspond à [0/-45/90/45].

Pour une énergie d'impact de 15J, le premier pic d'endommagement apparaît entre [0,825 1,125] mm correspondant à l'interface [0/-45/90/45]. Plus loin, le deuxième pic apparaît dans l'intervalle de profondeur [1,875 2,175] mm correspondant à l'interface [0/-45/90/45].

5.4. Conclusion

L'étude multi-impacts a permis d'introduire des paramètres d'étude pour l'analyse des résultats. L'introduction de deux paramètres D et d a permis de décrire les réponses à l'impact de différentes stratifications. Les courbes des paramètres D et d en fonction de nombre d'impacts confirment que la stratification QIQH45 présente la meilleure tolérance aux endommagements multi-impacts. On note également que le paramètre D est une description plus stable que le paramètre d . La méthode C-scan a permis d'évaluer l'endommagement de toutes les stratifications impactées. On remarque qu'il y'a une orientation préférentielle de l'endommagement notamment de 45° et 60°. L'analyse 3D des images C-scan montre les séquences des stratifications les plus endommagées.

MULTI-IMPACTS: ANALYSE NUMERIQUE

Ce chapitre est dédié à la modélisation numérique de l'impact dans le cas de notre étude. Dans un premier temps, nous allons décrire l'approche numérique utilisée dans la modélisation des différents phénomènes d'endommagement au sein d'un matériau composite sous sollicitation d'impact.

6.1. Modèle éléments finis

Dans un deuxième temps, une approche est mise en place pour réaliser des calculs de multi-impacts (Figure 6.1). Les résultats numériques sont comparés aux ceux expérimentaux en termes de force-déplacement, énergie-temps et surfaces délaminées.

Le modèle élément fini composé de 24 plis est construit par le biais des éléments solides en utilisant le logiciel Ls-dyna.

Chaque pli de la plaque composite est modélisé par un élément solide dans l'épaisseur avec une épaisseur moyenne de 0,15mm.

L'impacteur de masse 5,99kg et de diamètre 12,7mm est considéré comme étant un corps rigide (non déformable). Le contact « Automatic single surface » est utilisé entre l'impacteur et la plaque défini avec un coefficient de frottement de 0.2.

Les conditions limites sont montrées sur le modèle (Figure 6.1). La plaque est encadrée aux extrémités sur un diamètre 76mm selon les conditions aux limites expérimentales. L'impacteur possède un seul degré de liberté libre suivant l'axe z.

Une vitesse initiale est appliquée à l'impacteur qui est mesurée expérimentalement.

Le modèle d'endommagement de Chang-Chang [125] est utilisé pour prédire la rupture des fibres ainsi que la fissuration matricielle en traction et en compression. L'interface entre

deux plis adjacents du stratifié est modélisé par un « contact tiebreak » basé sur une loi bilinéaire « traction-séparation » pour tenir compte du phénomène du délaminage [124].

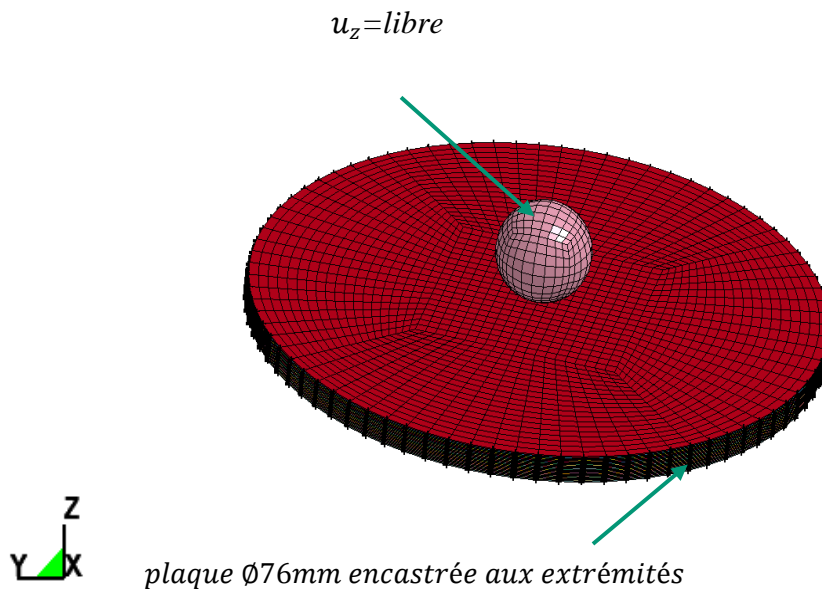


Figure 6-1: Modèle numérique d'impact composite

6.2. Modélisation du matériau composite

Le matériau composite composé de 24 plis unidirectionnel a été modélisé avec des approches éléments solides 3D. Pour modéliser l'endommagement au sein du matériau composite, la loi MAT 54 « MAT ENHANCED COMPOSITE DAMAGE » disponible sur Ls-dyna est utilisée. La formulation de la loi de MAT 54 est basée sur le modèle d'endommagement de Chang-Chang [126].

La loi de MAT 54, utilise un critère d'endommagement de Chang-Chang pour déterminer la rupture de chaque pli et est donnée par les équations (6.1; 6.2 ; 6.3; 6.4). Les grandeurs e_f , e_c , e_m et e_d sont des critères relatifs à la traction et la compression dans la direction des fibres, à la traction et la compression dans la direction de la matrice, respectivement.

Les modes de rupture selon le critères de Chang-Chang d'un pli du matériau composite sont :

Rupture des fibres

- Traction $\sigma_{11} \geq 0$

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \gamma \left(\frac{\sigma_{11}}{S_{12}}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 6.1})$$

- compression $\sigma_{11} < 0$

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 6.2})$$

Rupture matricielle

- Traction $\sigma_{22} > 0$

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 6.3})$$

- compression $\sigma_{22} \leq 0$

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{eq 6.4})$$

Ainsi les paramètres X_T et X_C sont respectivement les contraintes à rupture en traction et en compression dans la direction des fibres, Y_T et Y_C sont respectivement les contraintes à rupture en traction et en compression dans la direction de la matrice, S_{12} est la contrainte à rupture en cisaillement dans le plan.

Ces paramètres ont été identifiés avec les essais de traction précédemment présentés dans le chapitre 3.

Le coefficient γ est le coefficient associé aux contraintes de cisaillement dans le critère de rupture dans la direction en traction des fibres (critère d'Hashin pour $\gamma = 1$ et critère de rupture de contrainte maximum pour $\gamma = 0$). Le paramètre γ est compris entre 0 et 1.

Dans l'utilisation de la loi MAT 54, d'autres paramètres physiques et numériques sont renseignés en plus des paramètres du critère de Chang-Chang.

Les paramètres DFAILT et DFAILC (les ruptures en déformation), respectivement en traction et en compression dans la direction des fibres sont également renseignés. DFAILM est la rupture en déformation dans la direction de la matrice. Par définition DFAILT doit être positif

et $DFAILC$ négatif. Si les paramètres $DFAILT$, $DFAILC$ et $DFAILM$ sont nuls, automatiquement le code de calcul se résume alors au critère de Chang-Chang.

Ces paramètres peuvent être obtenus :

$$DFAILT = \frac{XT}{E_{11}} \quad (eq\ 6.5)$$

$$DFAILC = \frac{XC}{E_{11}} \quad (eq\ 6.6)$$

$$DFAILM = \frac{YT}{E_{22}} \quad (eq\ 6.7)$$

Ou

$$DFAILM = \frac{YC}{E_{22}} \quad (eq\ 6.8)$$

6.3. Modélisation du délaminage

La rupture inter-laminaire, c'est-à-dire la séparation progressive de deux plis définis par le délaminage au sein du matériau composite est l'un des défauts majeurs auquel fait face les structures composites soumis à l'impact. Cette décohésion de deux plis peut être modélisée en utilisant les surfaces de contact (contact tiebreak) ou les éléments cohésifs. Dans cette étude le contact tiebreak est utilisé pour modéliser le délaminage. C'est un contact qui est basé sur une loi de traction-séparation bi-linéaire.

Sous un chargement d'impact, le contact tiebreak [124] permet la séparation de deux plis du matériau en suivant le critère quadratique ci-après:

$$\left(\frac{\sigma_n}{NFLS}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{SFSL}\right)^2 \geq 1 \quad (eq\ 6.9)$$

Où $NFLS$: contrainte normale à rupture

$SFSL$: Contrainte de cisaillement à rupture

L'expression des contraintes σ_i est définie par :

$$\sigma_i = (1 - d)K_i\delta_i, i = n, s, t \quad (eq\ 6.10)$$

K_i désigne les raideurs des éléments cohésifs

$$\begin{bmatrix} \sigma_n \\ \sigma_s \\ \sigma_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (1-d_I)K_I & 0 & 0 \\ 0 & (1-d_{II})K_{II} & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_I)K_{III} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (\text{eq 6.11})$$

La modélisation de la propagation de délaminage peut être modélisée par la loi Puissance et la loi de Benzeggagh –Kenane comme présenté dans le chapitre 2.

Dans cette étude on a utilisé la loi de Benzeggagh-Kenane avec pour expression :

$$G = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{shear}}{G} \right)^\eta \quad (\text{eq 6.12})$$

L'endommagement à l'interface de deux plis est calculé par l'expression ci-après

$$d = \frac{\delta_m^f (\delta_m - \delta_m^0)}{\delta_m (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (\text{eq 6.13})$$

δ_m est la valeur de déplacement équivalent pour tenir compte du mode I, II, III (Figure 6.2).

δ_m est donné par l'expression suivante :

$$\delta_m = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_{shear}^2} = \sqrt{\delta_n^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (\text{eq 6.14})$$

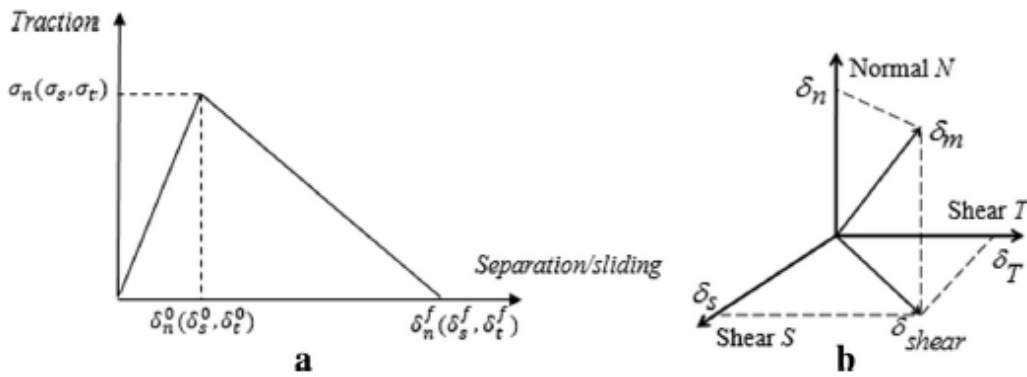


Figure 6-2: Courbe typique de traction-déplacement [96]

Avec δ_m^f déplacement effectif final et δ_m^0 déplacement effectif de l'endommagement initial. δ_m^f est donné par la loi de Benzeggagh-Kenane (BK) (eq6.12) par l'expression suivante.

$$\delta_m^f = \begin{cases} \frac{2}{K\delta_m^0} [G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC})\xi^n] \delta_n > 0 \\ \sqrt{(\delta_s^f)^2 + (\delta_t^f)^2} \delta_n < 0 \end{cases} \quad (\text{eq 6.15})$$

Avec β représente le ratio du mode mixte $\beta = \frac{\delta_s}{\delta_n}$.

η est le coefficient de la loi Benzeggagh-Kenane. Il est déterminé par calibration des courbes obtenues expérimentales mode mixte.

$$\xi = \frac{\beta^2}{1 + \beta^2}$$

Quand $\xi=0$ la rupture de l'interface de deux plis est plus dominée par le mode I. Lorsque $\xi=1$, la rupture à l'interface de deux plis est plutôt dominée par le mode II dans ce cas aussi $\eta = 0$.

6.4. Méthode de modélisation numérique des multi-impacts

Pour réaliser la simulation numérique du multi-impact, un fichier 'dynain' comportant l'historique (la géométrie, la déformée, l'endommagement au sein du matériau) est extrait du résultat de la simulation numérique de l'impact i . Cependant il est utilisé par la suite comme état l'état initial de la simulation de l'impact $i+1$ (Figure 6.3).

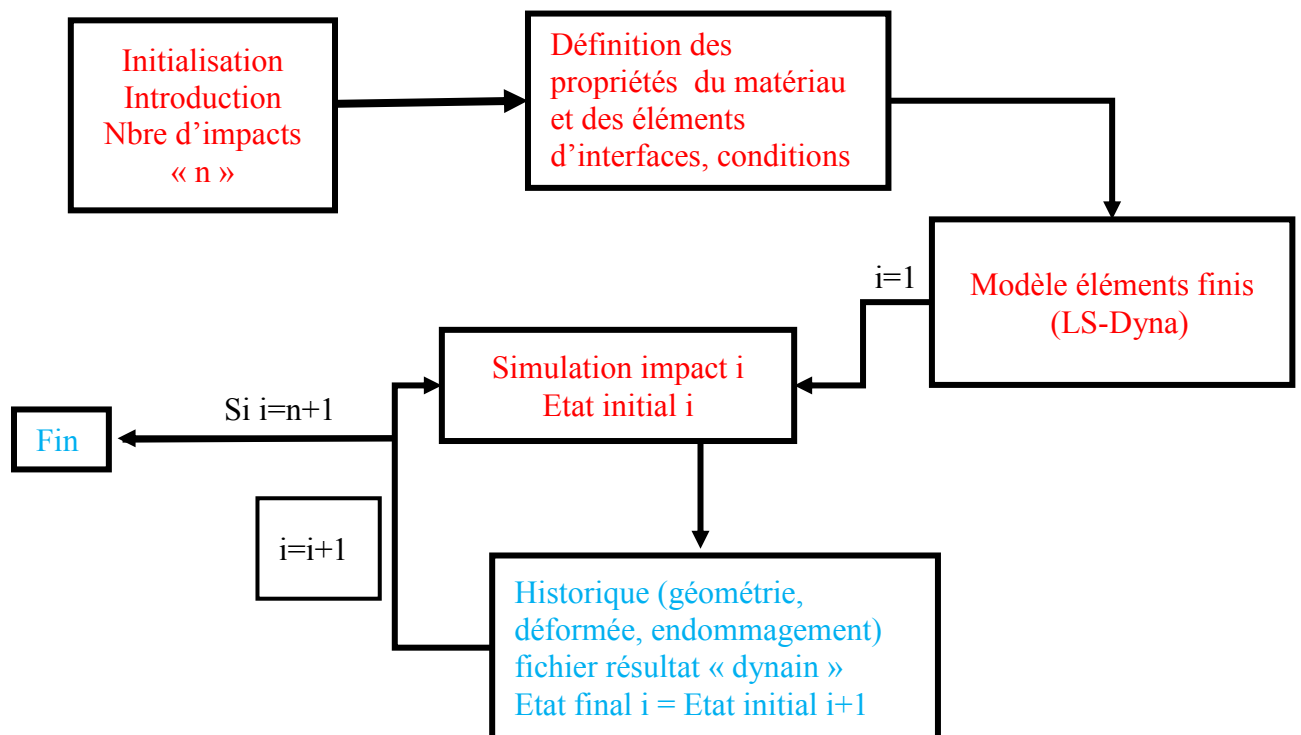


Figure 6-3: Organigramme de l'approche de multi-impact

Les paramètres matériaux utilisés pour la simulation numérique du multi-impact sont renseignés dans le tableau ci-après.

Tableau 6.1: Carte matériau LS-DYNA du carbone/époxy

| *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE | | | | | | | |
|---------------------------------------|---------------|---------------|---------------|--------------|---------------|---------------|---------------|
| mid | ro | ea | eb | (ec) | prba | (prca) | (prcb) |
| 1 | 1.50000E-9 | 117900 | 6790 | 6790 | 0.019 | 0.0 | 0.0 |
| gab | gbc | gca | (kf) | aopt | 2way | | |
| 3950 | 2571 | 3950 | 0.0 | 2.0 | 0.0 | | |
| xp | yp | zp | a1 | a2 | a3 | mangle | |
| 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | |
| v1 | v2 | v3 | d1 | d2 | d3 | dfailm | dfails |
| 0.0 | 0.0 | 1.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.012 | 0.02 |
| tfail | alph | soft | fbrt | ycfac | dfailt | dfailc | efs |
| | 0.2 | 0.5 | 1.5 | 2.0 | 0.0111 | 0.0095 | 0.0 |
| xc | xt | yc | yt | sc | crit | beta | |
| 1130 | 1315 | 140.0 | 60.5 | 41.0 | 54.0 | 0.0 | |
| pel | epsf | epsr | tsmd | soft2 | | | |
| 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0 | | | |
| slimt1 | slimc1 | slimt2 | slimc2 | slims | ncyred | softg | |
| 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0 | |

Les paramètres des éléments d'interfaces pour la simulation numérique utilisés sont :

$$G_{IC} = 0,38Kj/m^2, G_{IC} = 1,52Kj/m^2$$

Avec les propriétés constitutives : ro, ea,eb, ec, prba, prca, prcb, gab, gbc, gca, kf

Axe local du matériau: Aopt, xp, yp, zp, a1, a2, a3, mangle, v1, v2, v3 ? d1, d2, d3

Facteurs liés au cisaillement: alph, beta

Facteurs d'endommagement: soft, fbrt, ycfac

Paramètres de contraintes de rupture : xc, xt, yc, yt, sc

Paramètres d'enlèvement des éléments: dfailm, dfails, tfail, dfailt, dfailc, efs

6.5. Résultats de la simulation numérique

Les études numériques ont permis de reproduire tous les défauts au sein du matériau composite (la rupture des fibres, la fissuration matricielle, le délaminage) voir figure 6.4.

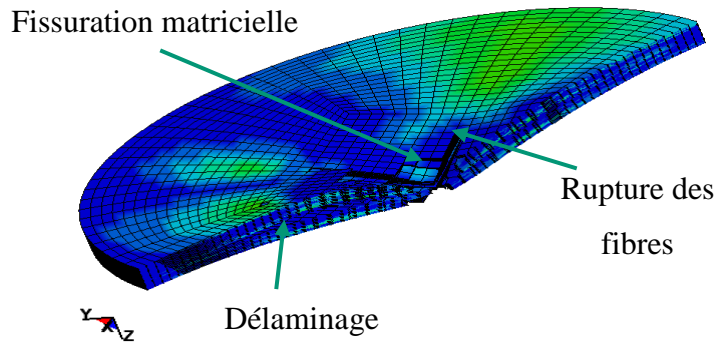
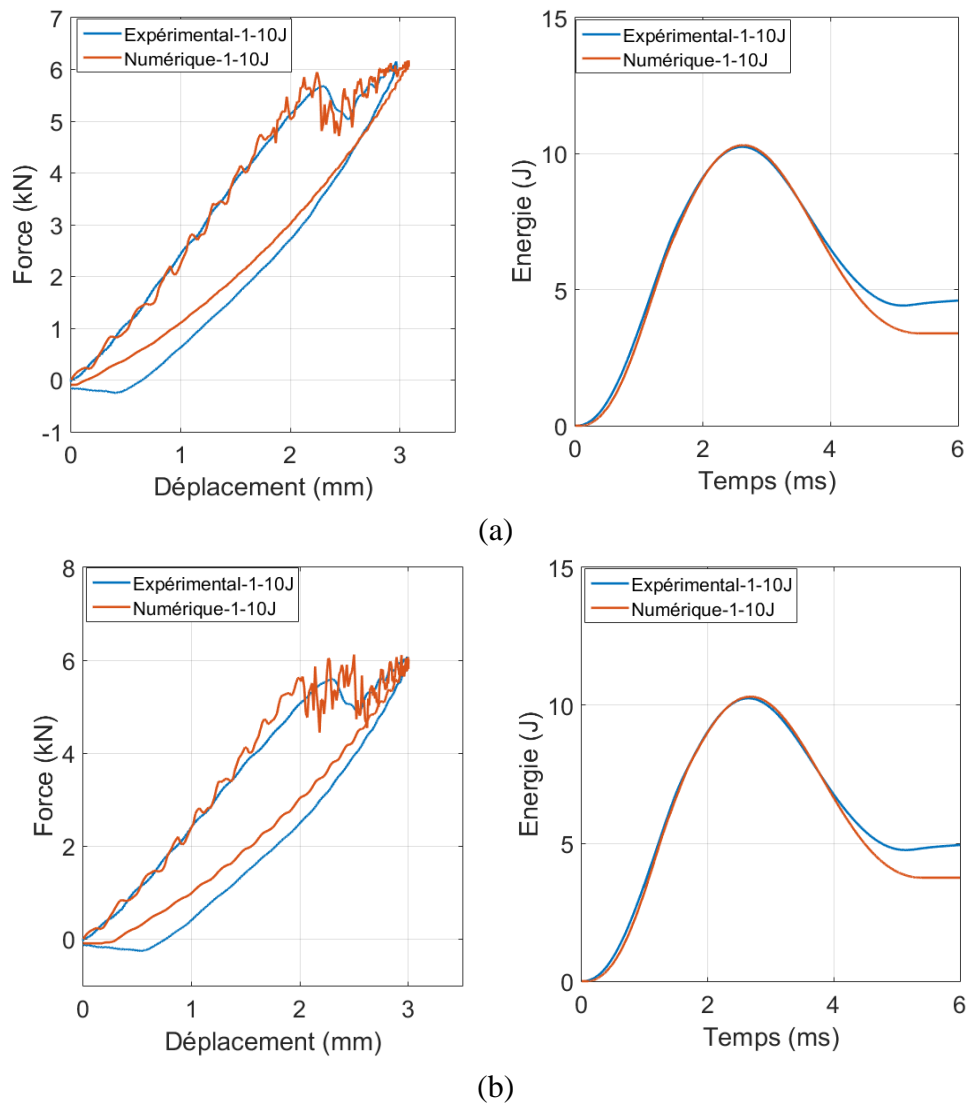
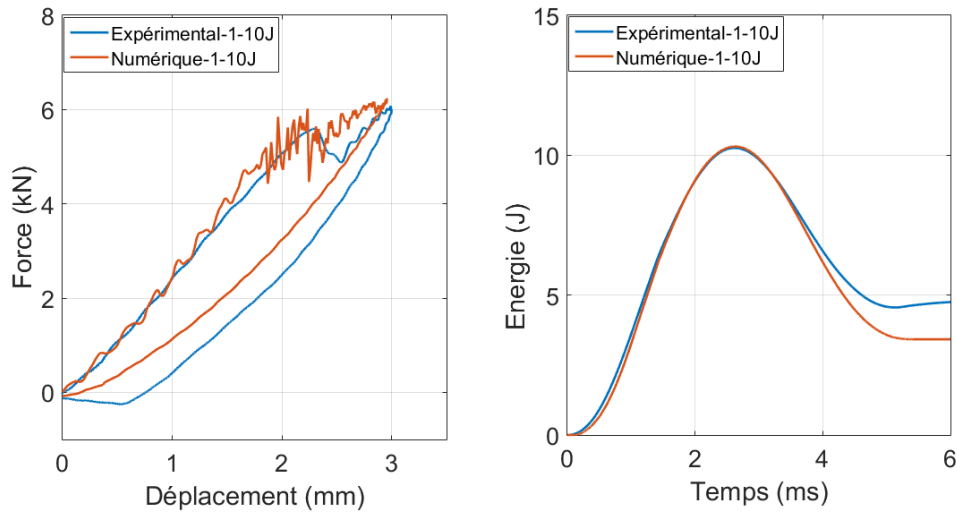


Figure 6-4: Résultat de simulation numérique d'impact sur AERO

6.5.1. Comparaison entre résultats numériques et expérimentaux (premier impact)

La figure 6.5 présente une comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques en termes de force-déplacement et énergie-temps pour le premier impact à 10J.





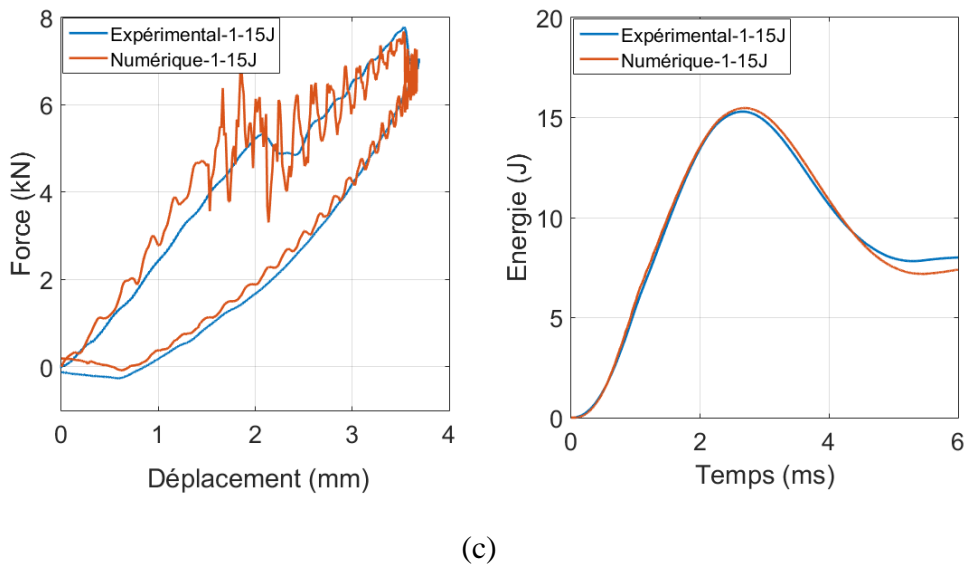
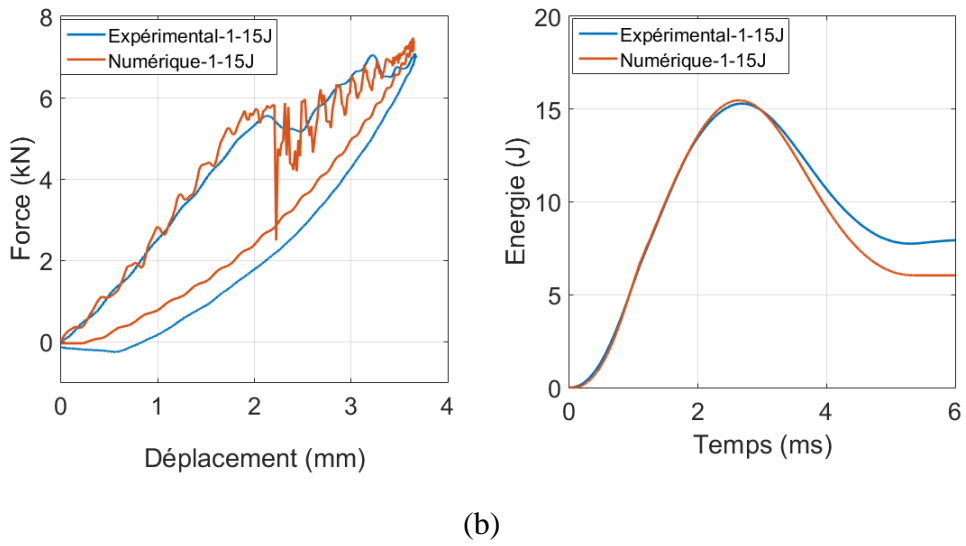
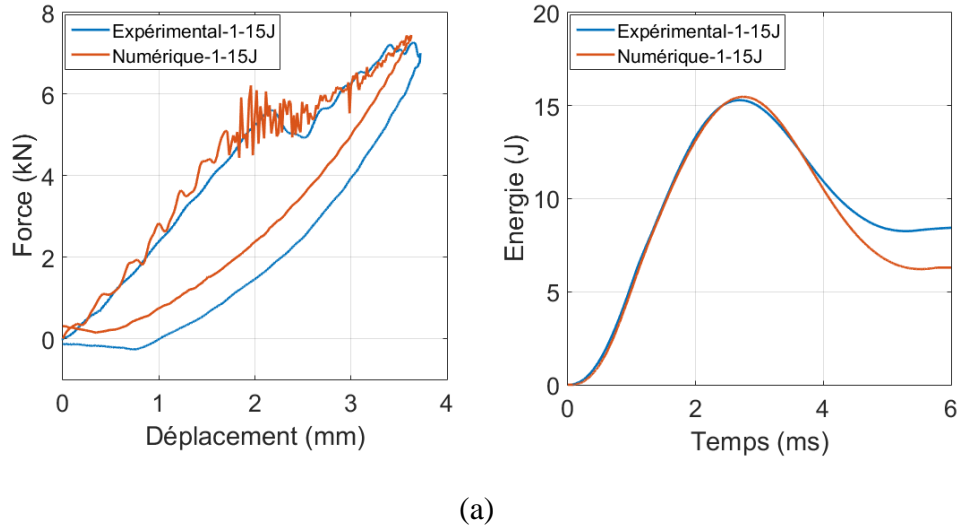
(c)

**Figure 6-5: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 10J de premier impact
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO**

Impact 1-10J

Les résultats numériques du premier impact montrent une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux en termes de force maximale, l'énergie maximale et l'évolution globale de la réponse d'impact. La simulation numérique reproduit bien la chute de la force maximale ce qui montre que le critère de rupture utilisé est bien adapté à notre simulation. En revanche, le modèle sous-estime l'expérience en déplacement maximal et énergie absorbée. La différence entre la simulation numérique et l'expérimental en terme d'énergie absorbée est de 9.52%, 11%, 9.53% pour le QIQH45, QIQH60, AERO respectivement.

La figure 6.6 présente une comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques en termes de force-déplacement et énergie-temps pour le premier impact à 15J.

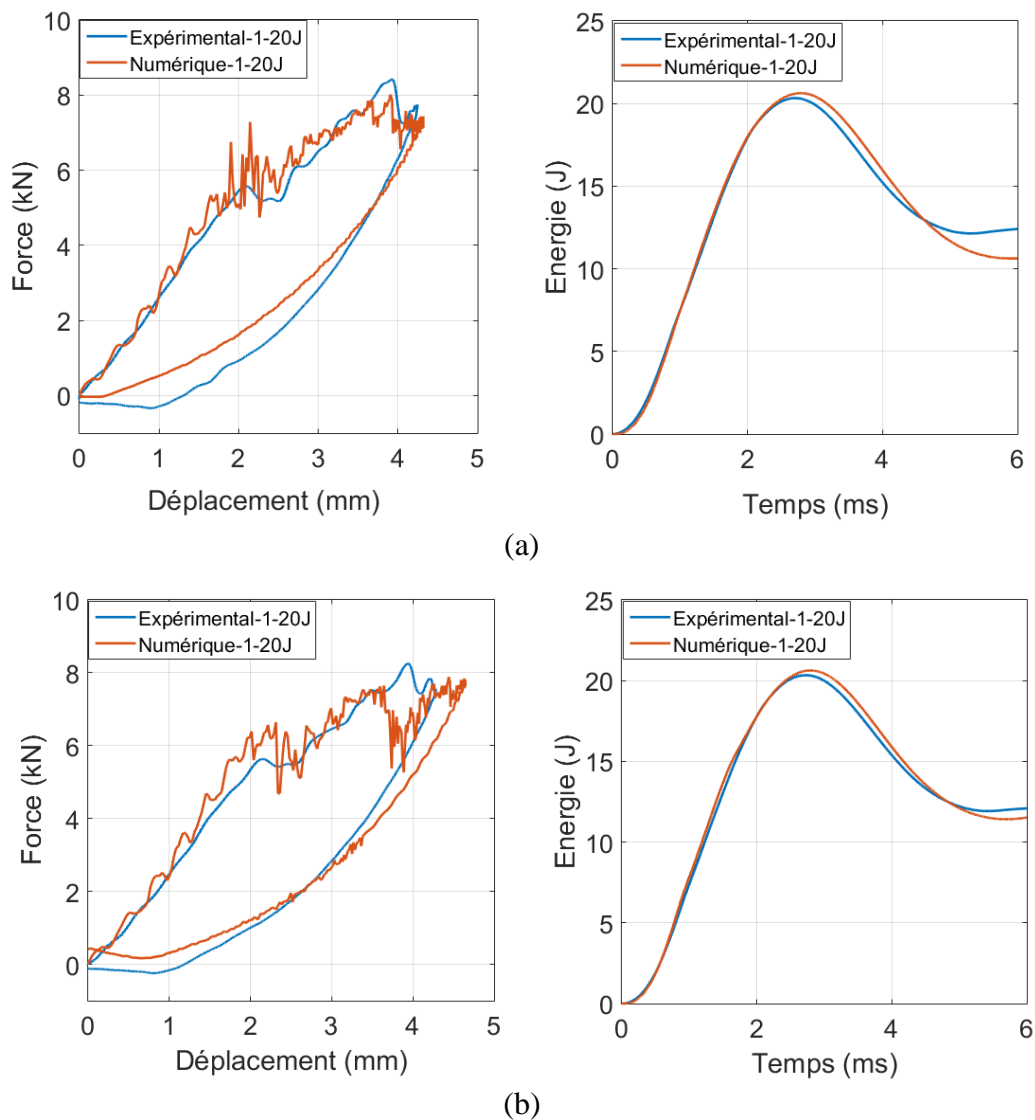


**Figure 6-6: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 15J de premier impact
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO**

Impact 1-15J

Les mêmes observations faites pour l'énergie d'impacts de 10J sont également présentes pour l'énergie de 15J. On note une bonne modélisation de la force maximale, de l'énergie maximale. On observe la présence de beaucoup de bruits sur les courbes force-déplacement. Ce qui peut être expliqué par les phénomènes d'endommagement qui apparaissent dans le matériau. L'énergie absorbée par la simulation numérique reste toujours inférieure à celle de l'expérimental. On remarque une différence entre la simulation numérique et l'expérimental au niveau de l'énergie absorbée de 25%, 21%, 3,79% pour le QIQH45, QIQH60, AERO respectivement.

La figure 6.7 présente une comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques en termes de force-déplacement et énergie-temps pour le premier impact à 20J.



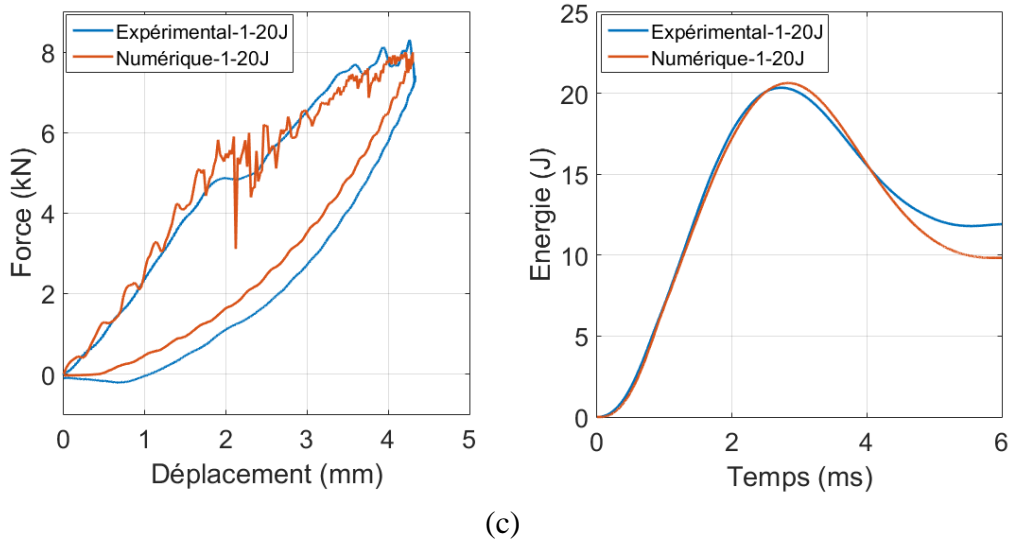


Figure 6-7: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 20J de premier impact
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO

Impact 1-20J

La simulation numérique à une énergie d'impact de 20J présente beaucoup de bruits et de décrochements sur les courbes force-déplacement. Ces phénomènes peuvent être expliqués par la détérioration importante du modèle élément fini au cours de la simulation. Le modèle reproduit également les phénomènes d'endommagement au sein du matériau composite conformément aux courbes expérimentales. On note respectivement une erreur entre l'énergie absorbée numérique et expérimentale de 15,38%, 7,69%, 16,67% pour le QIQH45, QIQH60, AERO.

De façon générale, peu importe l'énergie d'impact, on remarque que la stratégie de modélisation adoptée permet de retrouver quantitativement et qualitativement les courbes force-déplacement et énergie-temps pour le premier impact.

Le DTL, caractérisant l'amorçage de l'endommagement, présent sur les courbes expérimentales lors du premier impact est bien modélisé comme le montrent les courbes relatives du premier impact. On observe une bonne modélisation au niveau des pentes initiales pour le premier en termes des courbes force-déplacement et énergie-temps. En ce qui concerne les courbes énergies-temps, on note une sous-estimation de l'énergie absorbée au niveau des courbes numériques quel que soit l'énergie d'impact.

Pour les courbes force-déplacement, on remarque une différence au niveau des forces maximales expérimentales et numériques représentée par $\theta = \frac{F_{maxexp}}{F_{maxnum}}$ (Tableau 6.2).

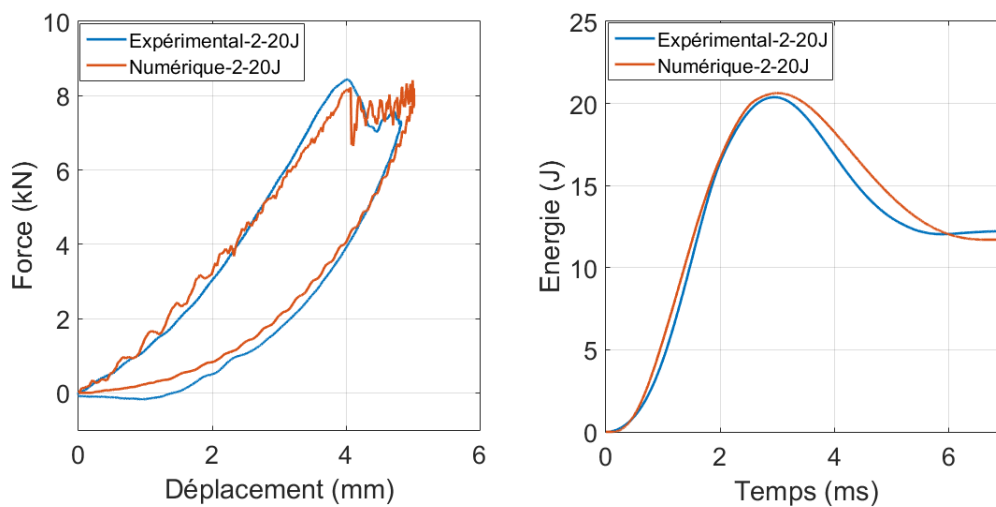
Tableau 6.2: Comparaison des forces numériques et expérimentales

| Energie d'impact | | 10J | 15J | 20J |
|-------------------------|---------------------------|-------------|-------------|-------------|
| AERO | $F_{\max\text{exp}}$ (kN) | 6,17 | 7,78 | 8,31 |
| | $F_{\max\text{num}}$ (kN) | 6,24 | 7,68 | 8,01 |
| | θ (%) | 1,12 | 1,28 | 3,61 |
| QIQH45 | $F_{\max\text{exp}}$ (kN) | 6,12 | 7,37 | 8,21 |
| | $F_{\max\text{num}}$ (kN) | 6,17 | 7,45 | 8,01 |
| | θ (%) | 0,81 | 1,07 | 2,43 |
| QIQH60 | $F_{\max\text{exp}}$ (kN) | 6,08 | 7,08 | 8,25 |
| | $F_{\max\text{num}}$ (kN) | 6,12 | 7,47 | 7,89 |
| | θ (%) | 0,65 | 5,22 | 4,36 |

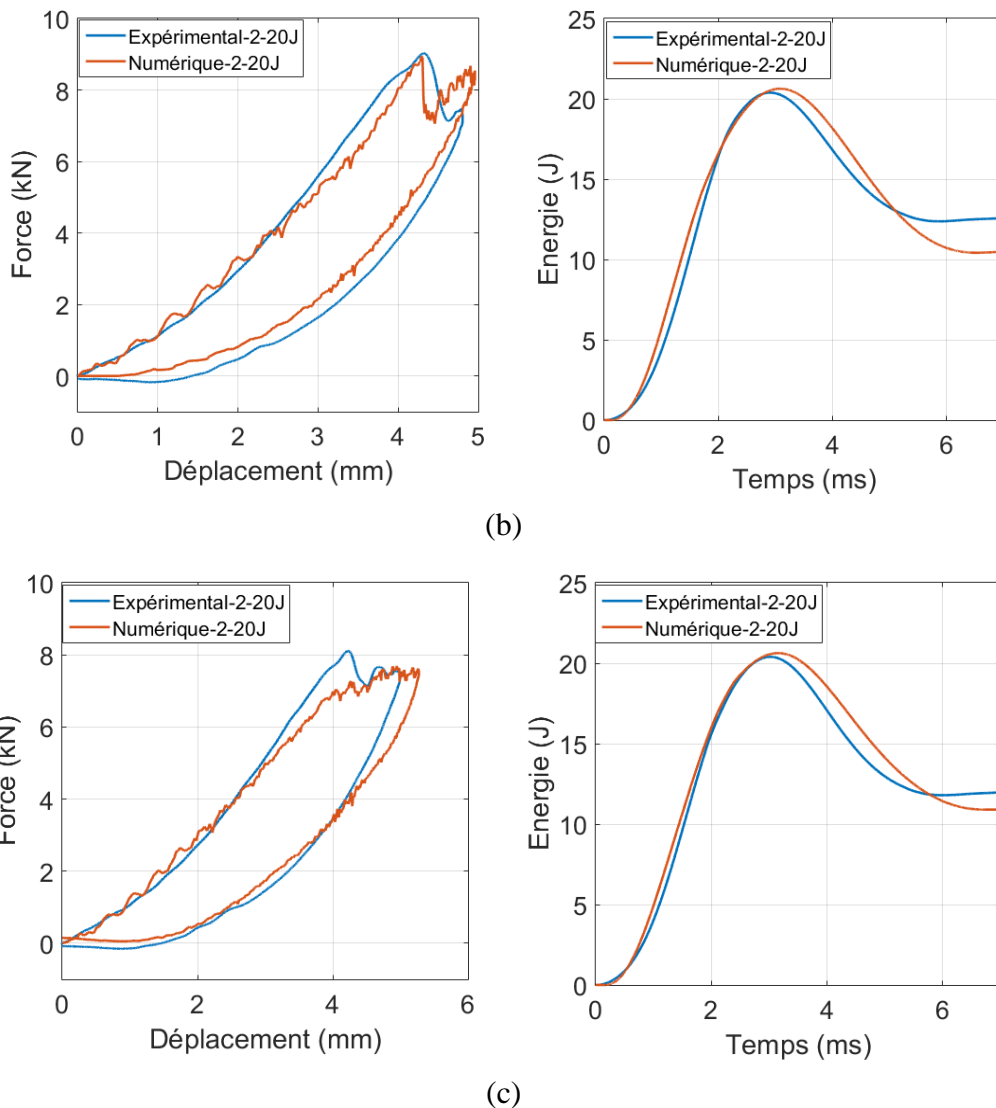
6.5.2. Comparaison entre résultats numériques et expérimentaux (multi-impacts)

La simulation numérique des essais multi-impacts a été réalisée pour l'énergie d'impact de 20J pour les trois stratifications. Cette énergie est utilisée en raison du nombre d'impacts pas très élevé par rapport aux énergies de 10J, 15J testées.

La figure 6.8 présente la comparaison des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 2 à 20J.



(a)



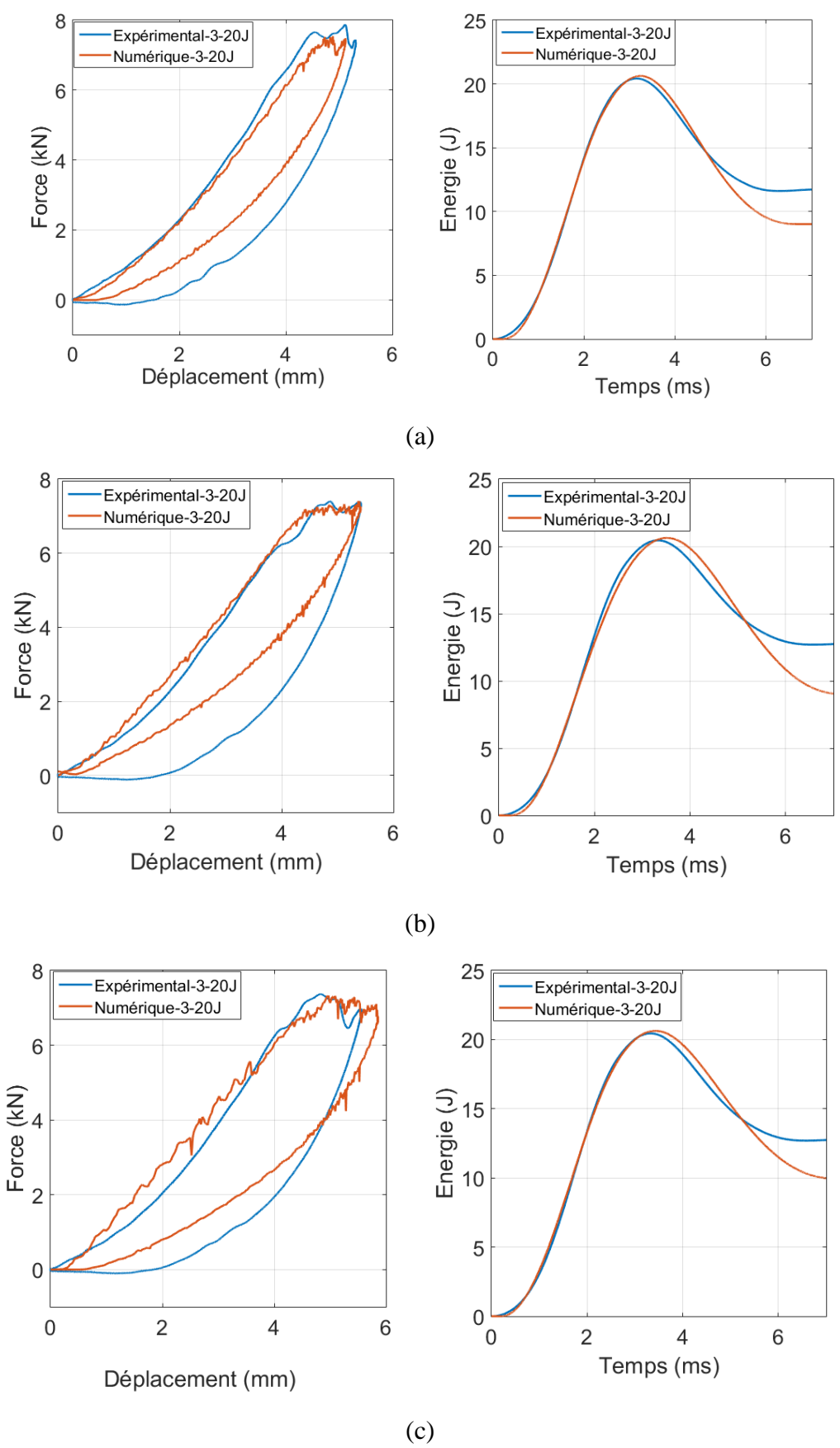
**Figure 6-8 : Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 2 à une énergie d'impact de 20J
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO**

Impact 2-20J

Les résultats numériques du deuxième impact montrent également une cohérence avec les résultats expérimentaux. On note également qu'à partir du deuxième impact, les courbes force-déplacement ne présentent plus de DTL quels que soient l'expérimental ou le numérique.

L'énergie absorbée par le modèle est toujours sous-estimée par rapport à l'expérimental. On observe une différence de l'énergie absorbée respectivement de 4,16%, 12,50%, 8,33%, pour le QIQH45, QIQH60, AERO.

La figure 6.9 présente la comparaison des courbes numériques et expérimentales pour l'impact 3 à 20J.



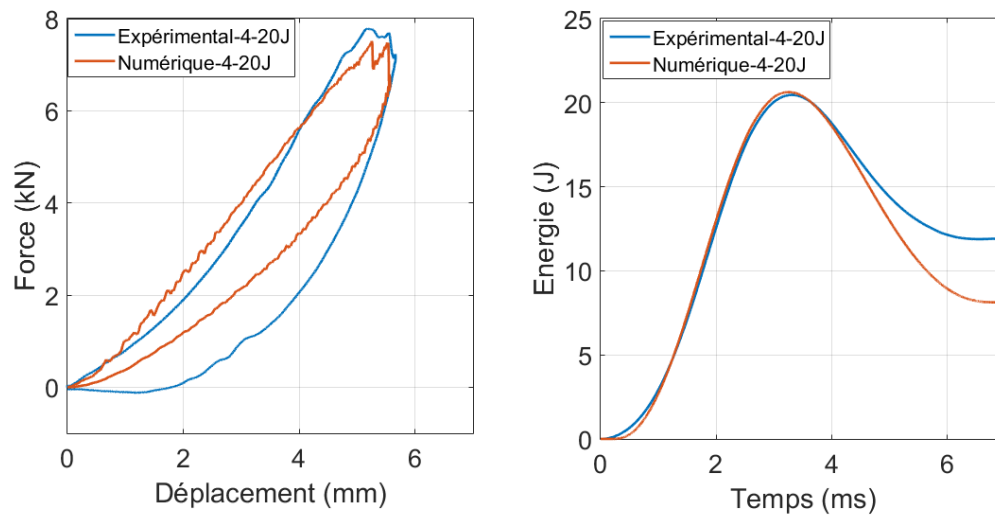
**Figure 6-9: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 3 à une énergie d'impact de 20J
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO**

Impact 3-20J

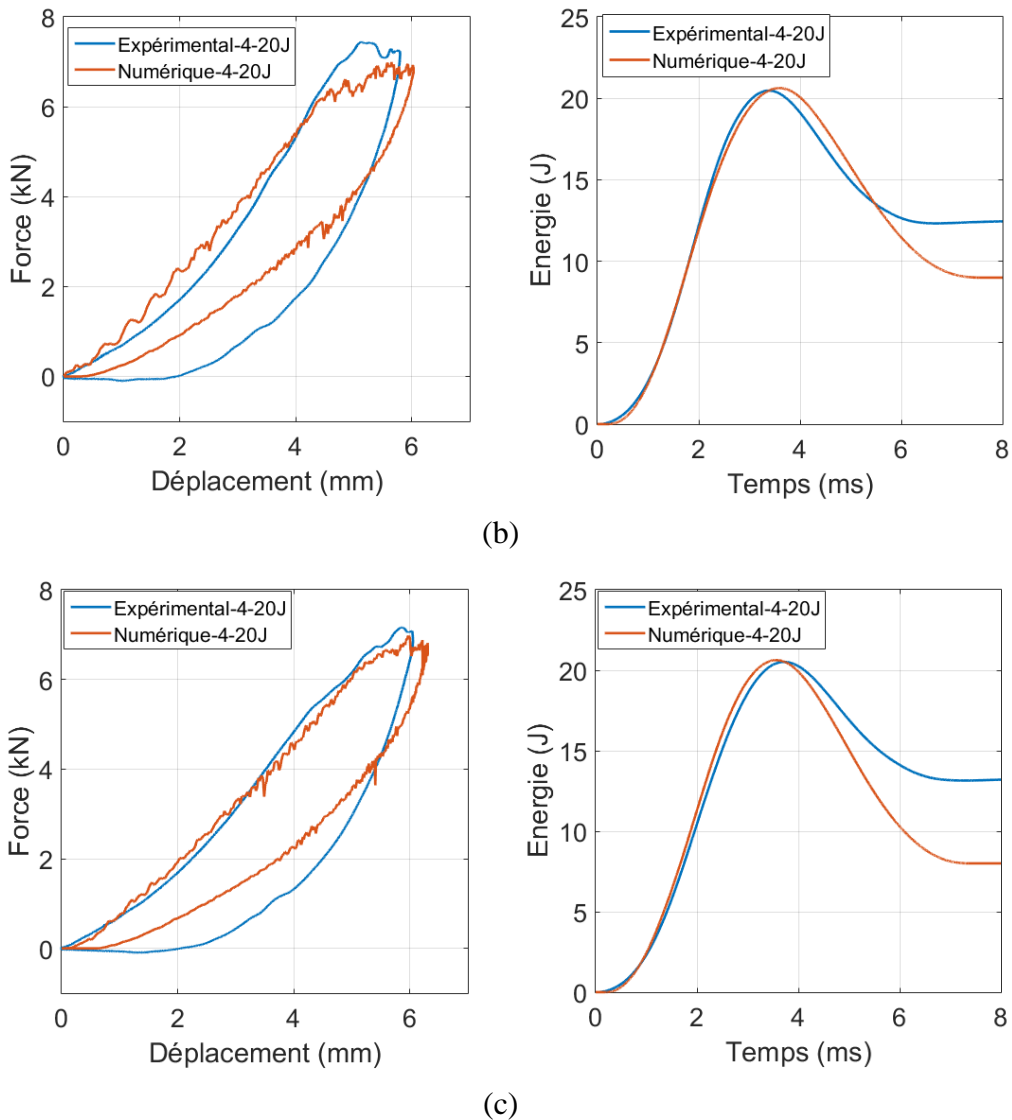
La figure 6.9 montre des résultats satisfaisants. Mais on remarque que plus le nombre d'impact évolue, les résultats de la simulation numérique commence par montrer une divergence par rapport aux résultats expérimentaux. On note une oscillation au niveau de la flexion élastique de la plaque sur les courbes numérique (force-déplacement). Le déplacement maximum de la plaque numérique est inférieur à celui de l'expérimental. Ce phénomène peut être expliqué par la loi élastique avec endommagement utilisé pour la simulation. On n'a pas tenu compte du phénomène de plasticité qui peut être présents pendant les essais expérimentaux.

En ce qui concerne les courbes énergie-temps, on note une bonne modélisation de la pente initiale et de l'énergie maximale. On remarque une divergence au niveau de l'énergie absorbée entre les résultats numériques et expérimentaux de 25%, 30,76%, 23,07% pour le QIQH45, QIQH60, AERO respectivement.

La figure 6.10 présente la comparaison des résultats numériques et expérimentaux de l'impact 4 à 20J.



(a)

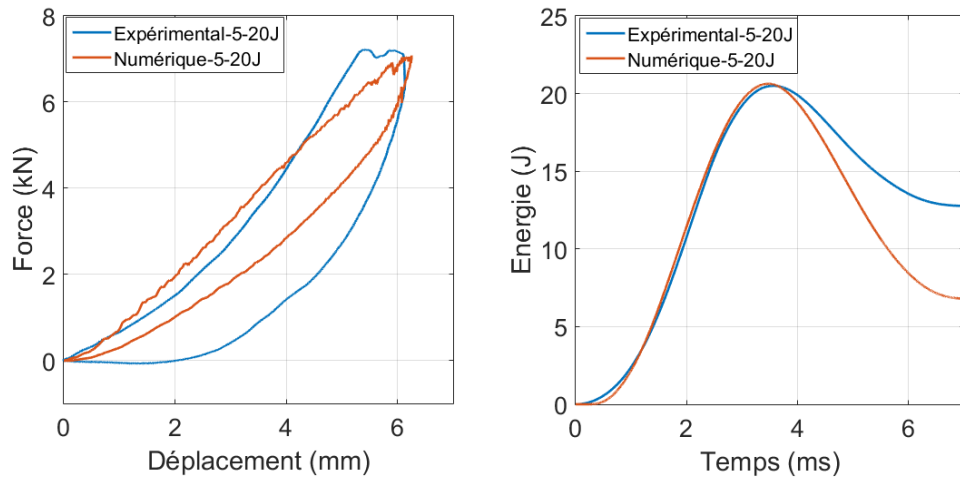


**Figure 6-10: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 4 à une énergie d'impact de 20J
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO.**

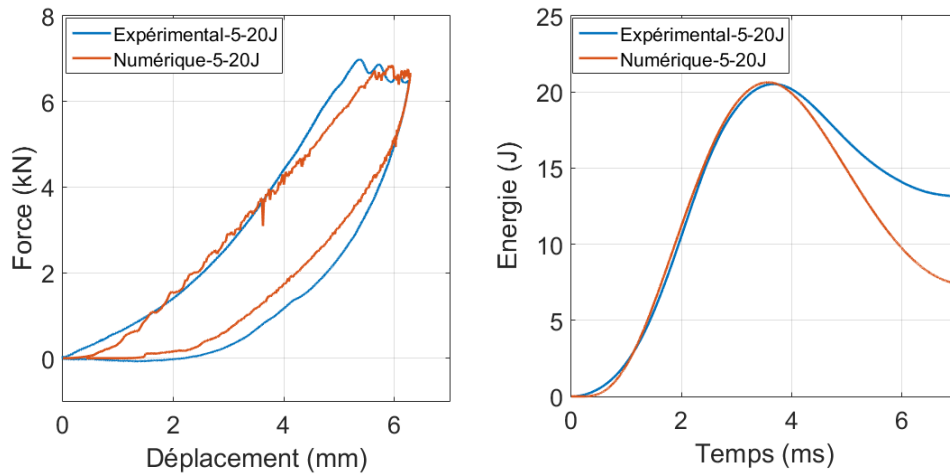
Impact 4-20J

La divergence observée entre les résultats numériques et expérimentaux pour le quatrième impact s'accroît sur les pentes initiales des courbes force-déplacement. En ce qui concerne les courbes énergie-temps, les pentes initiales sont bien modélisées. On note une différence de l'énergie absorbée de 33,34%, 34,61%, 42,30% pour le QIQH45, QIQH60, AERO, respectivement.

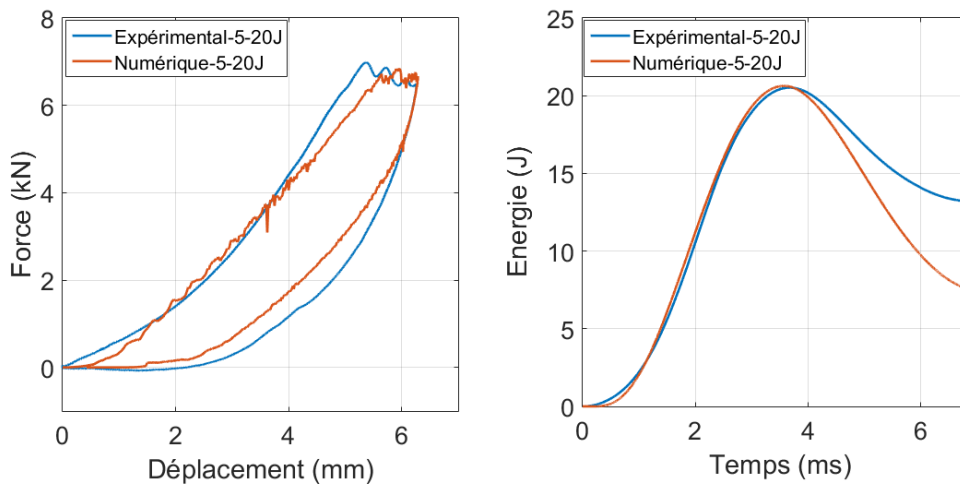
La figure 6.11 présente les comparaisons des courbes de l'impact 5 entre les résultats expérimentaux et numériques à 20J.



(a)



(b)



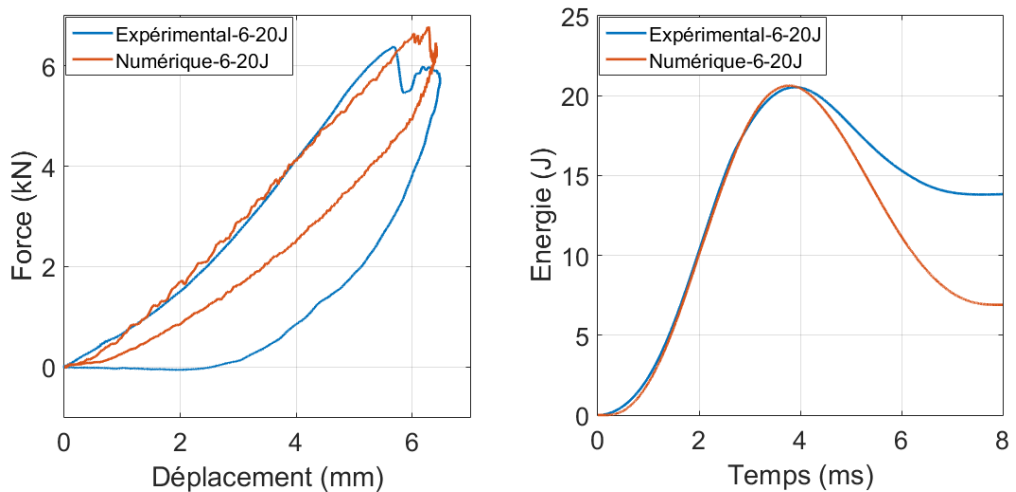
(c)

**Figure 6-11: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 5 à une énergie d'impact de 20J
(a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO.**

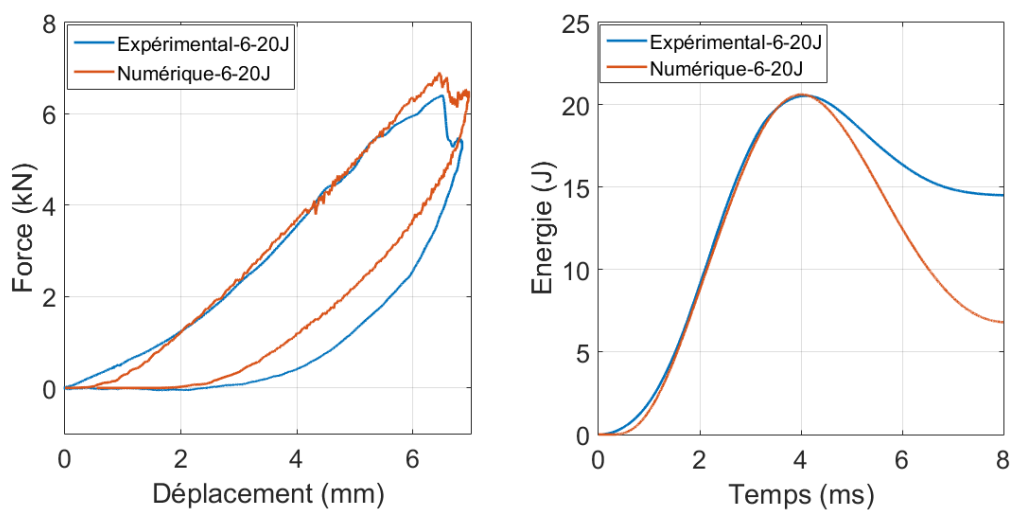
Impact 5-20J

On remarque que plus le nombre d'impacts augmente, plus le modèle sous-estime l'énergie absorbée. Il serait peut-être intéressant d'intégrer dans le modèle un phénomène de plasticité afin de pouvoir retrouver quasiment la même énergie absorbée expérimentale. On note une divergence de l'énergie absorbée de 33,34%, 34,61%, 42,30% pour le QIQH45, QIQH60, AERO, respectivement

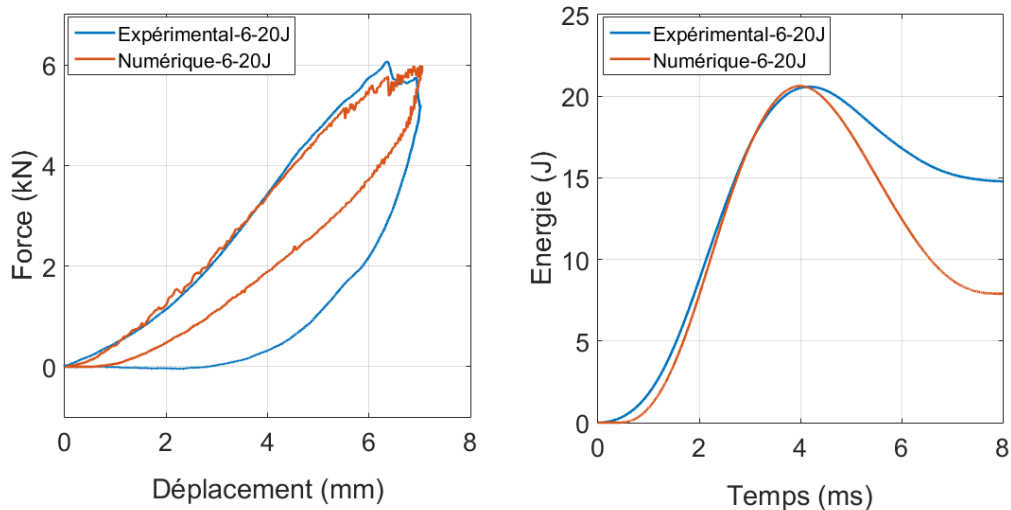
La figure 6.12 présente les comparaisons des courbes de l'impact 6 entre les résultats expérimentaux et numériques à 20J.



(a)



(b)



(c)

Figure 6-12: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 6 à une énergie d'impact de 20J (a) QIQH45, (b) QIQH60, (c) AERO.

Impact 6-20J

Les observations faites pour la simulation numérique pour l'impact 5 sont également présentes sur les résultats de la simulation numérique de l'impact 6. Les pentes initiales restent néanmoins bien modélisées pour les courbes force-déplacement et énergie-temps. Le modèle sous-estime l'expérimental au niveau de l'énergie absorbée de 46,42%; 53,33% ; 46,66% pour le QIQH45, QIQH60, AERO.

6.5.3. Comparaison des surfaces délaminées et des faciès de rupture et numériques et expérimentales

Après avoir comparé les courbes expérimentales et numériques, on a fait également une comparaison des surfaces délaminées et des faciès de ruptures numériques et expérimentales dans le but d'évaluer la zone endommagée dans le matériau. Par le biais d'une routine Matlab développé, on a réussi à obtenir les surfaces délaminées numériques projetées.

La figure 6.13 présente la comparaison des surfaces délaménées numériques et expérimentales pour le premier impact à une énergie de 10J.

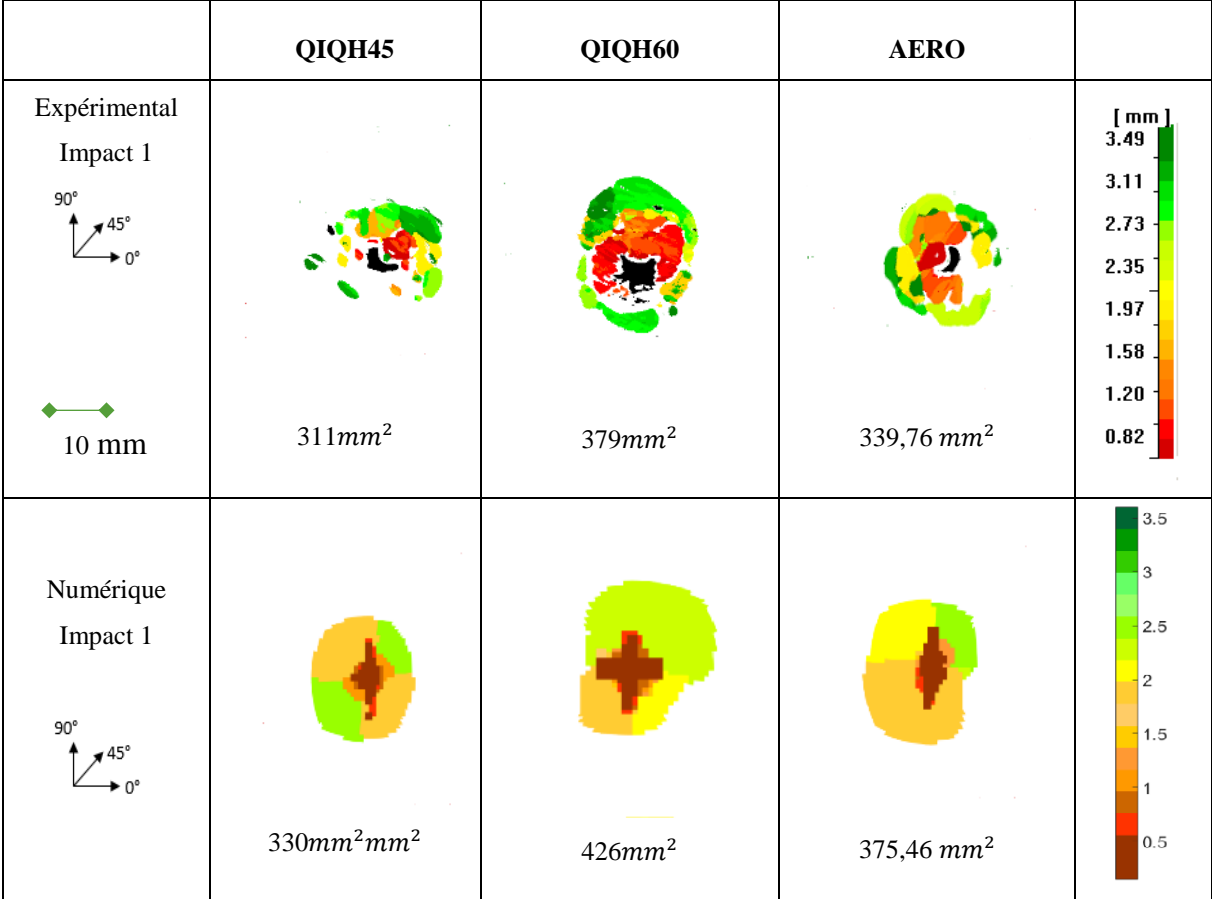


Figure 6-13: Comparaison des surfaces délaménées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 10J de premier impact

La figure 6.14 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le premier impact à une énergie de 15J.

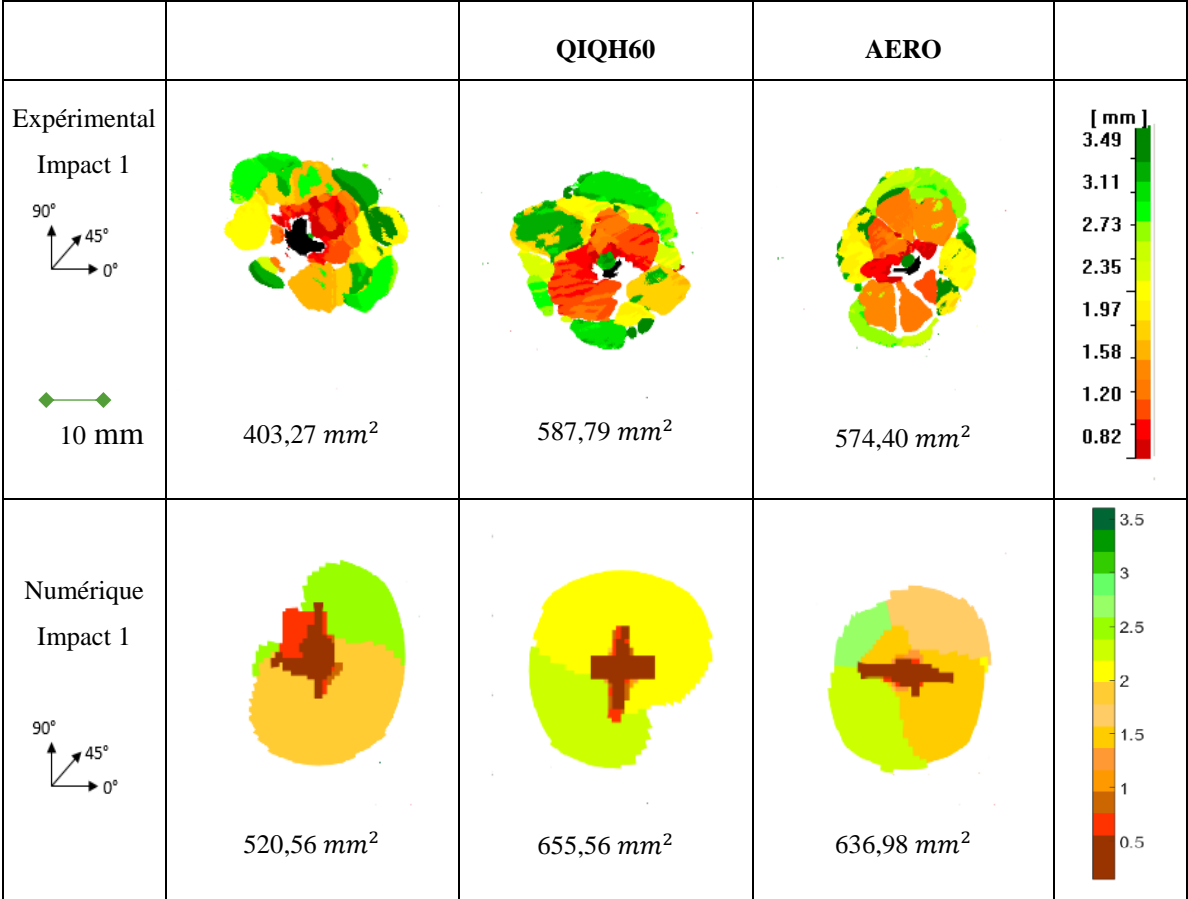


Figure 6-14: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 15J de premier impact

La figure 6.15 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le premier impact à une énergie de 20J.

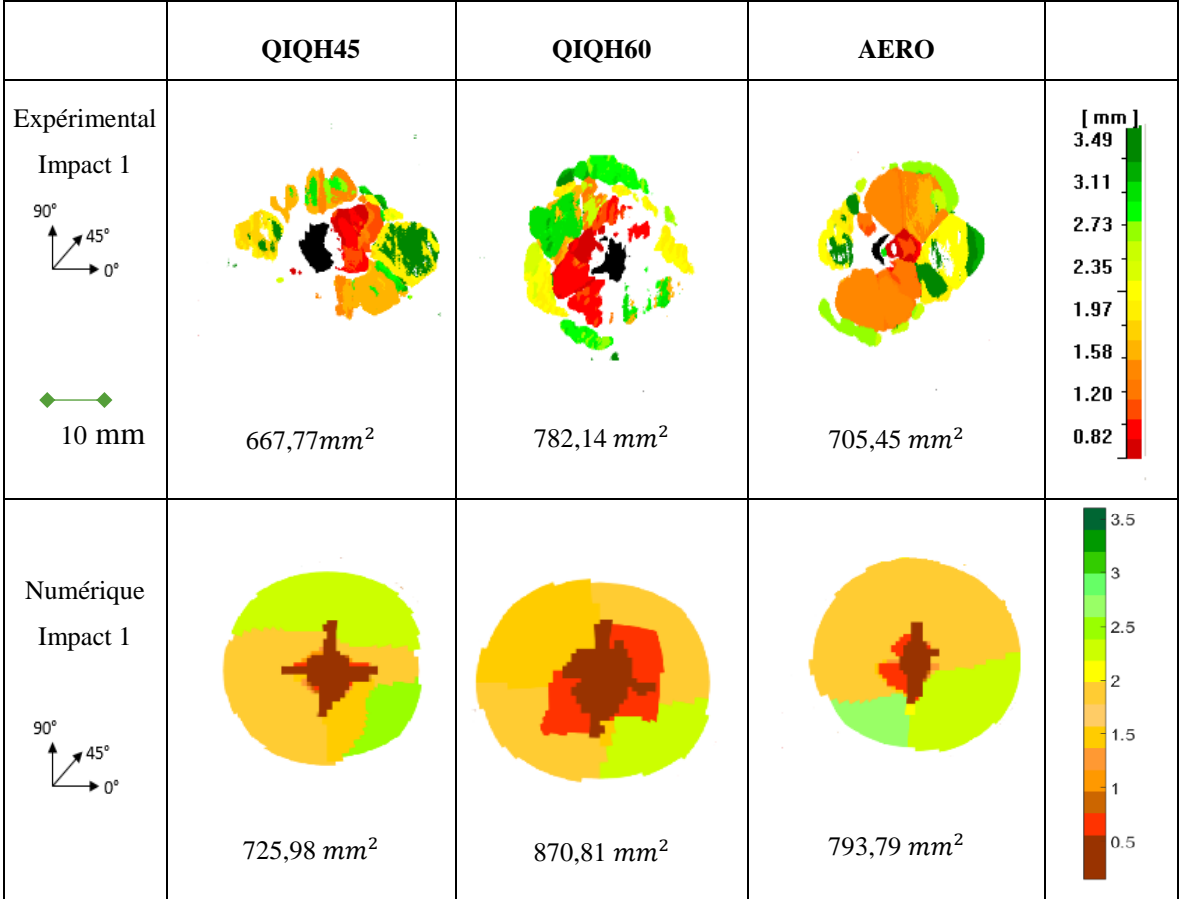


Figure 6-15: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 1

La figure 6.16 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le deuxième impact à une énergie de 20J.

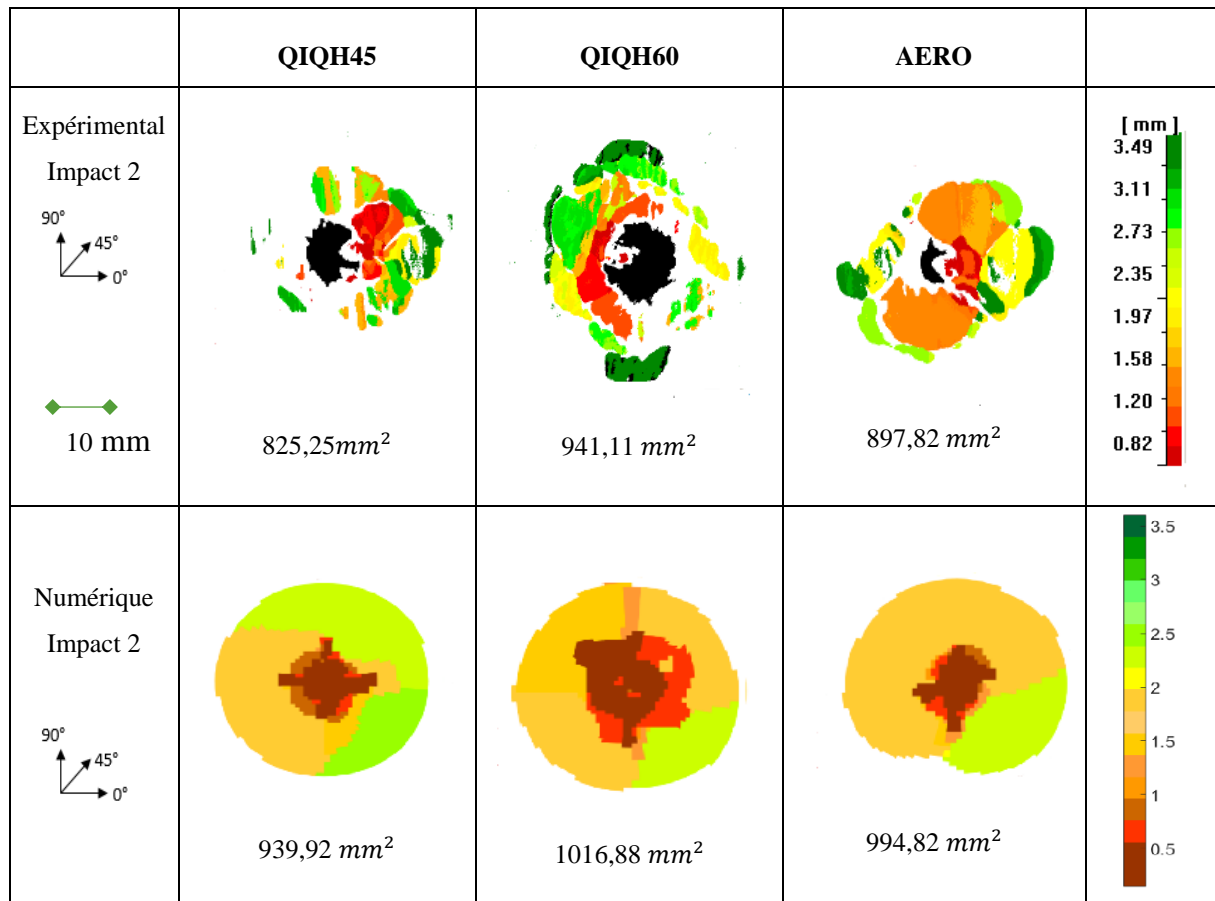


Figure 6-16: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 2

La figure 6.17 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le troisième impact à une énergie de 20J.

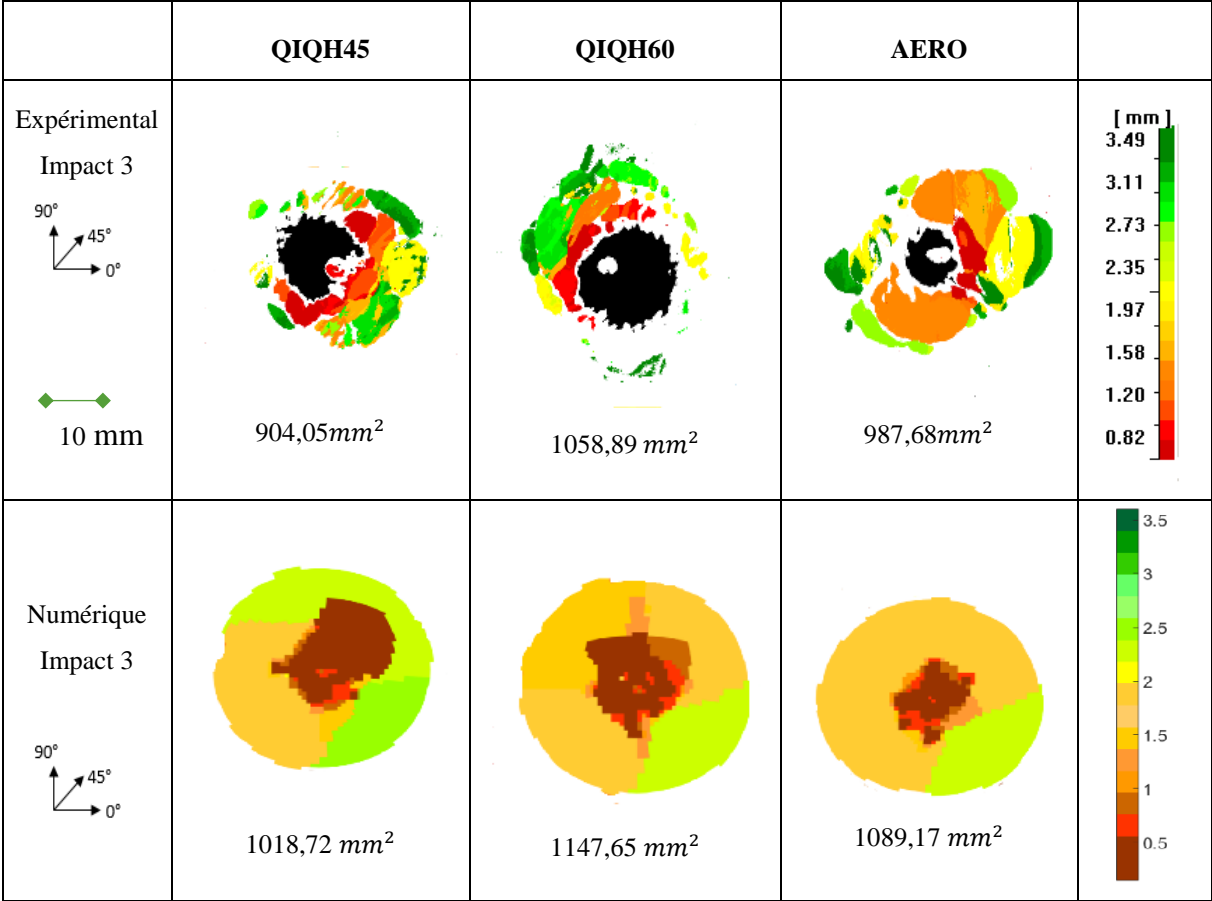


Figure 6-17: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 3

La figure 6.18 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le quatrième impact à une énergie de 20J.

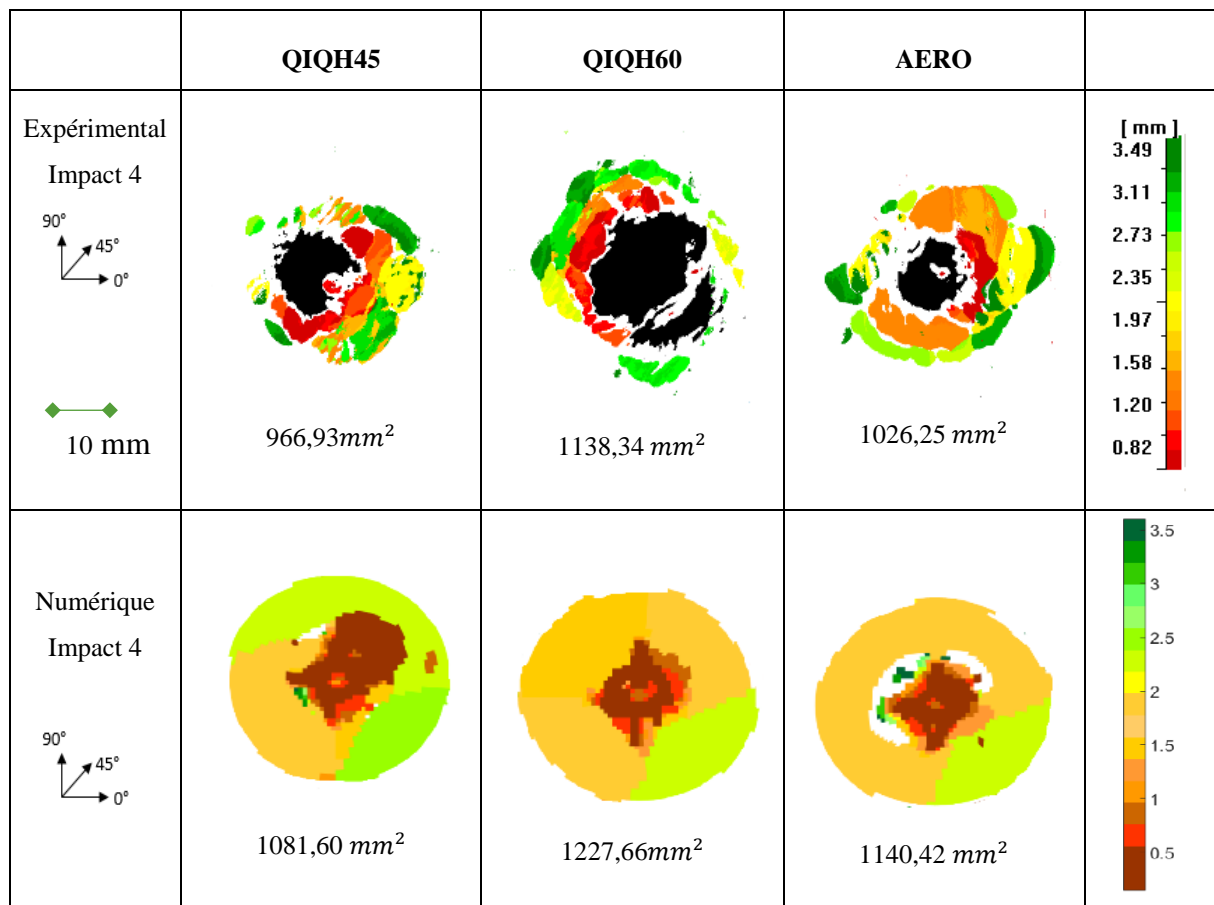


Figure 6-18: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 4

La figure 6.19 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le cinquième impact à une énergie de 20J.

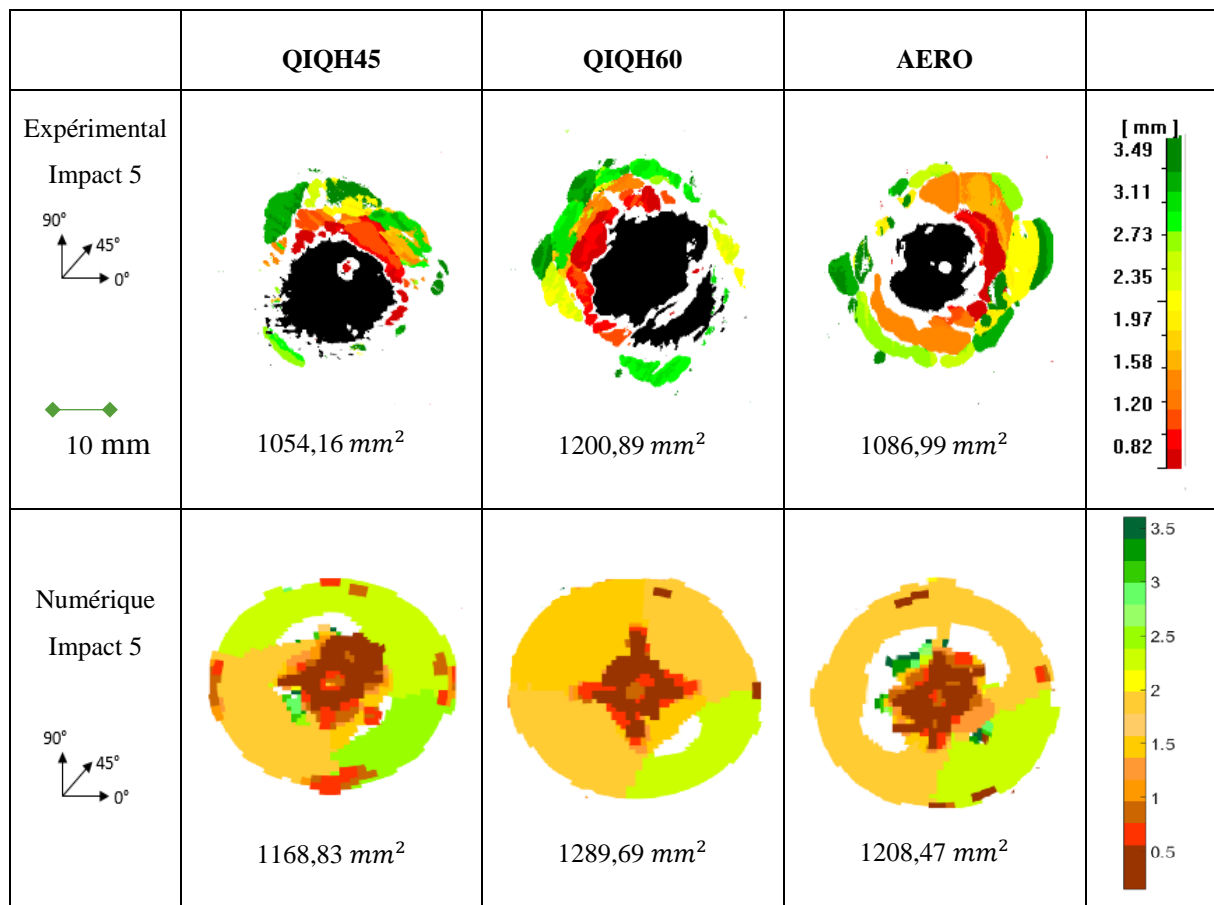


Figure 6-19: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 5

La figure 6.20 présente la comparaison des surfaces délaminées numériques et expérimentales pour le sixième impact à une énergie de 20J

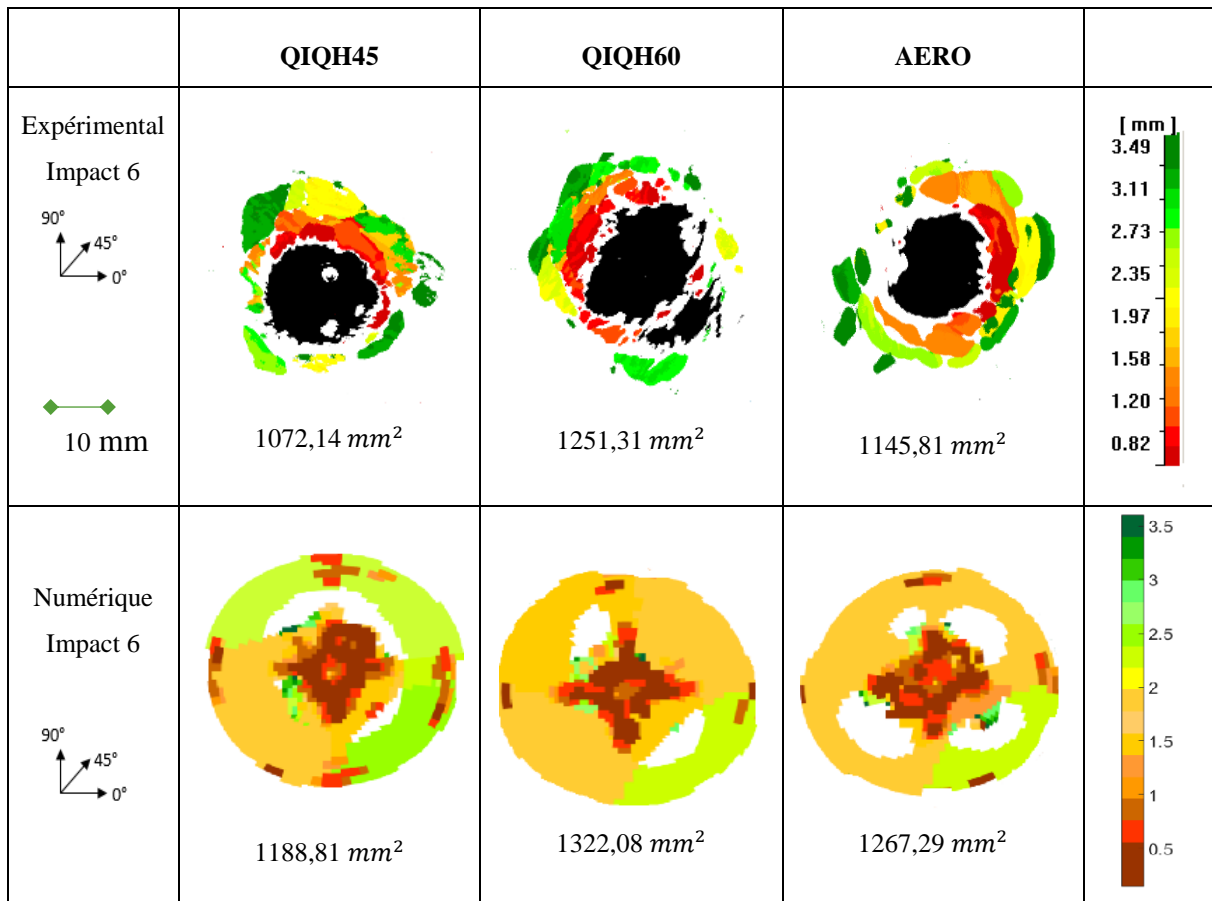


Figure 6-20: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 6

La figure 6.21 montre la comparaison des faciès de rupture expérimentaux et numériques pour une énergie d'impact de 20J et au 6^{ème} impact.

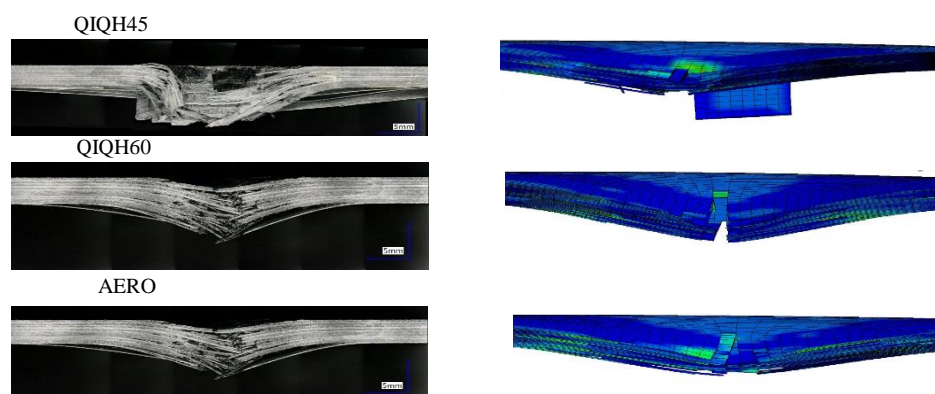


Figure 6-21: Comparaison des faciès de rupture expérimental et numérique

De ces résultats, nous pouvons faire les observations suivantes :

- Les surfaces délaminées numériques et expérimentales augmentent avec le nombre d'impacts de l'impact 1 à 6 (soient 38% QIQH45, 34% QIQH60, 37% AERO pour le numérique) et (37% QIQH45, 37% QIQH60, 38% pour l'expérimental).
- Les surfaces délaminées numériques augmentent quantitativement dans le même ordre de grandeur que les surfaces délaminées expérimentales.
- En termes d'endommagement, la hiérarchie des stratifications est conservée d'un point de vue expérimental et numérique. La stratification qui présente une meilleure résistance à l'impact est le QIQH45.
- Le modèle numérique surestime les surfaces délaminées projetées tandis que l'énergie dissipée est sous-estimée. Ceci peut s'expliquer par la différence entre les surfaces délaminées réelles (par interface) numériques et expérimentales. Malheureusement, nous n'avons pas accès à ces surfaces avec C-Scan pour pouvoir les comparer.

6.6. Conclusion

Les résultats numériques obtenus durant cette étude permettent de tirer les conclusions suivantes:

- la stratégie de modélisation adoptée dans ce travail permet de rendre compte de l'endommagement engendré par des impacts successifs.
- le modèle d'endommagement de Chang-Chang permet de retrouver qualitativement et quantitativement les courbes force/déplacement notamment pour le premier impact.
- le modèle numérique surestime d'environ 10% les surfaces endommagées projetées quelle que soit la stratification et le nombre d'impacts.
- La simulation numérique peut être élargie à d'autres énergies d'impacts.

CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES

7.1. Conclusion générale

L'utilisation des matériaux composites est une solution naturelle pour l'allègement des structures aéronautiques. Toutefois, il est connu que les structures composites sont victimes des problèmes multi-impacts pendant leur service. Par conséquent, il est important de prendre en compte des phénomènes d'endommagements de multi-impacts dès leurs premières phases de conception.

Cette thèse a permis de réaliser des études sur la tolérance aux multi-impacts répétitifs au même endroit à basses vitesses/basses énergies sur les matériaux composites étudiés. Une autre partie de cette thèse a permis de développer un modèle numérique de multi-impacts afin de décrire les phénomènes endommagements au sein des matériaux composites étudiés.

Une première partie du travail a consisté à effectuer un état de l'art afin d'avoir une vue d'ensemble sur les études d'impacts et de multi-impacts déjà abordés dans la littérature. Une autre partie de l'étude bibliographique a permis également de voir les différentes approches permettant la modélisation de l'impact sur structures composites.

Par ailleurs, une campagne de caractérisation des propriétés mécaniques en traction et d'essais d'identification des taux de restitution d'énergies ont été réalisés dans le but d'identifier les paramètres permettant d'alimenter le modèle numérique.

L'étude des essais multi-impacts a permis de mettre en place deux paramètres de dimensionnements (D et d). Les deux paramètres ont permis de faire une hiérarchie des trois stratifications étudiées aux tolérances d'endommagement multi-impact. Les résultats ont montré que la stratification QIQH45 présente la meilleure la performance aux essais multi-impacts. Les surfaces délaminées obtenues par C-Scan montrent une bonne corrélation avec le paramètre D .

Concernant, la partie modélisation numérique, le modèle d'endommagement de Chang-Chang a permis de reproduire le comportement des matériaux composites étudiés. La

modélisation du délaminage est basée sur les surfaces de contact (contact tiebreak). Ainsi, la stratégie de modélisation adoptée dans ce travail a permis de retrouver les phénomènes d'endommagements obtenus expérimentalement. Le modèle numérique surestime d'environ 10% les surfaces délaminées expérimentales.

7.2. Perspectives

La simulation numérique peut être élargie à d'autres configurations et énergies d'impact. Dans une étude future, il serait intéressant d'utiliser des éléments cohésifs à l'interface entre deux plis au lieu des surfaces de contacts pour voir l'influence de cette modélisation sur les surfaces délaminées. Il serait également important d'introduire dans la simulation numérique les mécanismes d'indentation afin de palier la différence observée au niveau l'énergie absorbée expérimentale et numérique.

Une autre perspective de ces travaux est l'étude de multi-impacts simultanés par le jet de plusieurs projectiles. Le but est de se rapprocher de la réalité de la chute de grêlons en aéronautique et/ ou le choc de gravillons présents sur les routes pour l'automobile et le transport terrestre.

Les outils expérimentaux classiques tels que les tours de chute ne sont pas adaptés à la reproduction de ce type d'impact. La solution la plus adaptée consiste donc à reproduire l'impact en propulsant sur la structure des projectiles calibrés à l'aide d'un canon à air comprimé.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Ilyas M. Damage modeling of carbon epoxy laminated composites submitted to impact loading, Thèse de doctorat, Université de Toulouse 2010.
- [2] https://www.lepoint.fr/automobile/innovations/le-plastique-c-est-fantastique-19-12-2013-1772623_652.php.
- [3] Jones R.N. Mechanics of composite Materials, Taylor & Francis, 1999.
- [4] Gendre L. Les grandes familles de matériaux composites, Cours Master 2, Université Paris Saclay https://eduscol.education.fr/sti/si-ens-cachan/ressources_pedagogiques/les-grandes-familles-de-materiaux-composites, 2011
- [5] Cadu T, Berges M, Sicot O, Person V, Piezel B, Schoors L Van. What are the key parameters to produce a high-grade bio-based composite ? Application to fl ax / epoxy UD laminates produced by thermocompression, Compos Part B, Vol 150, 2018; pp. 36–46.
- [6] Source Airbus, <https://www.industrie-techno.com/article/l-a350-xwb-premier-airbus-avec-plus-de-50-de-composites.23272>.
- [7] David L. Stratégie Matériaux Automobile pour les années à venir, Source PSA PEUGEOT CITROEN, 2013.
- [8] Les matériaux composite dans le secteur ferroviaire, Groupement de la Plasturgie Industrielle et des Composites, 2009
- [9] Utilisation des matériaux composites dans le nautisme, <https://www.usinenouvelle.com/article/les-secrets-des-voiles-en-composite-qui-vont-gagner-le-vendee-globe.N458482>
- [10] Poquillon PD. Matériaux utilisés dans les avions de transport public : Innovations, optimisation, Cours e2phy Université Paul Sabatier, 2012.
- [11] Almond P. Livre Aviation the early years, Ullmann, 2011.
- [12] Reis PNB, Ferreira JAM, Costa JDM, Richardson MOW. Fatigue life evaluation for carbon / epoxy laminate composites under constant and variable block loading. Compos Sci Technol, Vol 69, pp. 154–60, 2009.
- [13] Colin X, Marais C, Verdu J. Kinetic modelling of the stabilizing effect of carbon fibres on thermal ageing of thermoset matrix composites. Compos Sci Technol; Vol 65, pp 117–27, 2005.
- [14] Fayolle B, Verdu J. am3150 - Vieillissement physique des matériaux polymères. Tech L'ingénieur; Vol 33, pp 0–19, 2005.

- [15] Ray BC. Temperature effect during humid ageing on interfaces of glass and carbon fibers reinforced epoxy composites *Journal of Colloid and Interface Science*, Vol 298, pp.111–7, 2007.
- [16] Botelho EC, Pardini LC, Rezende MC. Hygrothermal effects on the shear properties of carbon fiber/epoxy composites. *J Mater Sci*; Vol 41, pp. 7111–8, 2006.
- [17] Araceli M, Karbhari VM. Interlaminar and intralaminar durability characterization of wet layup carbon / epoxy used in external strengthening; *Compos Part B*, Vol 37, pp. 650–61, 2006.
- [18] Sala G. Post-impact behaviour of aerospace composites for high-temperature applications : experiments and simulations, *Compos Part B*, Vol 8368, pp. 651–65, 1997.
- [19] Staszewski W., Boller C., Tomlinson, G.R. Health monitoring of aerospace structures: smart sensor technologies and signal processing. Editions Wiley, 2004.
- [20] Troussset E, Pr evision des dommages d’impact basse vitesse et basse énergie dans les composites   matrice organique stratifié, Th ese de doctorat, Ecole nationale supérieure d’arts et métiers, 2013.
- [21] David-West O. S, Alexander N.S., Nash D.H, Banks W.M , Energy absorption and bending stiffness in CFRP laminates: The effect of 45° plies , *Thin-Walled Struct*, Vol 46, pp. 860–9, 2008.
- [22] <http://www.crash-aerien.news/forum/un-avion-de-iberia-heurte-un-vautour-en-plein-vol-t22284.html>.
- [23] Abrate S *Impact on composite structures*. Cambridge University Press, 1998.
- [24] Zaera R, Navarro C, Lo J. The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact response of CFRPs; *Compos Part B*, Vol 33, pp. 559–66, 2002.
- [25] Olsson R. Composites : Part A Analytical prediction of damage due to large mass impact on thin ply composites. *Compos PART A*, Vol 72, pp. 184–91, 2015.
- [26] Shin KB, Lee JY, Cho SH. An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus. *Compos Struct*, Vol 84, pp 228–40, 2008.
- [27] Lambert M, Schäfer FK, Geyer T, Schkfer FK, Geyer T. Impact Damage on Sandwich Panels and Multi-Layer Insulation. *Int J Impact Eng* 26, Vol 26, pp 369–80, 2001.
- [28] Schonberg W, Schäfer F, Putzar R. Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronaut* , Vol 66, pp 455–66, 2010.
- [29] Belingardi R GV. Low velocity impact tests of laminate glass-fiber-epoxy matrix composite material plates. *Int J Impact Eng*; pp 27:17, 2002.
- [30] Abdallah EA, Bouvet C, Rivallant S, Broll B, Barrau JJ. Experimental analysis of damage creation and permanent indentation on highly oriented plates. *Compos Sci Technol*, Vol 69 pp.1238–45, 2009.

- [31] Guillaumat L. Reability of Composite Structures Impact Loading. *Computers & Structures*, Vol 76, pp 163-172, 2000
- [32] Davies G.A.O., Olsson R. Impact on composite structures, *The Aeronautical Journal*, vol. 108, pp. 541-563, 2004.
- [33] González E V., Maimí P, Camanho PP, Turon A, Mayugo JA. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Compos Struct*; Vol 94, pp. 3364–78, 2012.
- [34] Bienias J, Jakubczak P, Surowska B, K . Dragan , Low-energy impact behaviour and damage characterization of carbon fibre reinforced polymer and aluminium hybrid laminates , *Arch Civ Mech Eng* ; Vol 15, pp 925–32, 2015.
- [35] Xu S, Chen PH. Prediction of low velocity impact damage in carbon / epoxy laminates *Conference on Aerospace Technology and Science*, Vol 67:pp489–96, 2013.
- [36] Caprino G, Lopresto V, Scarponi C, Briotti G. Influence of material thickness on the response of carbon- fabric / epoxy panels to low velocity impact. *Compos Sci Technol* Vol 59, pp 2279–86, 1999.
- [37] Fuossa E, Straznickya-f P V, Peon C Effects of stacking sequence on the impact resistance in composite laminates - Part 1 : parametric study *Compos Struct* Vol 41, pp 67-97, 1998.
- [38] Liu D, Malvern L.E. Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. *Journal of Composite Materials*, vol. 21, pp. 594-609, 1987.
- [39] Richarson, M. O. W. and Wisheart, M. J. Review of low-velocity impact properties of composite materials. *Composites: Part A*, Vol 27, pp1123–1131, 1996.
- [40] Zagainov, G. I. and Lozino-Lozinski, G. E. *Composite materials in aerospace design. Soviet Advanced Composite Technologies Series*. Chappman & Hall, 1996.
- [41] Mitrevski T, Marshall IH, Thomson R. The influence of impactor shape on the damage to composite laminates, *Compos Struct* Vol 76 pp 116–22, 2006.
- [42] Tajera R. *Damage Mechanics of Composite Materials*, Elsevier Science, Vol 9 1994.
- [43] Masmoudi S. *Comportement mécanique et caractérisation par implant piézoélectrique ultrasonore intégré d'un matériau composite*, Thèse de doctorat, Université du Maine, 2013.
- [44] Kempf M, Skrabala O, Altstädt V. Reprint of: Acoustic emission analysis for characterisation of damage mechanisms in fibre reinforced thermosetting polyurethane and epoxy. *Compos Part B Eng*. Vol 65, pp 117–23, 2014.
- [45] Abry, Choi, Chateauminois, Dalloz, Giraud, Salvia. In-situ monitoring of damage in CFRP laminates by menas of AC and DC measurement. *Compos Sci Technol* Vol 61, pp 855–64, 2001.
- [46] Wu H.Y.T, Springer GS. Measurements of matrix cracking and delamination caused by Impact on composite Plates. *J Compos Mater*. Vol 22, pp 518–32, 1998.
- [47] Takeda S, Minakuchi S, Okabe Y, Takeda N. Delamination monitoring of laminated composites subjected to low-velocity impact using small-diameter FBG sensors. *Compos Part A Appl Sci Manuf*; Vol 36, pp 903–8, 2005.

- [48] Payan J. Etude du comportement de composites stratifiés sous chargement statique et de fatigue. Thèse de doctorat, Université de la Méditerranée - Aix-Marseille II, 2004.
- [49] Baste S, El Bouazzaoui R. Cracking orientation and induced anisotropy of a ceramic matrix composite under off-axis loading. *J Mater Sci*;Vol 31, pp 1575–84, 1996.
- [50] Gruescu C. Approche par changement d'échelle de l'endommagement des matériaux anisotropes :Application aux composites a matrice fragile Université des Sciences et Technologies de Lille, 2005.
- [51] Vu AT. Endommagement des stratifiés aéronautiques à fibres de carbone et matrice polymère soumis à des chargements monotones ou cycliques à plusieurs températures, Thèse de doctorat, Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique Poitiers, 2010
- [52] Hosur M V., Murthy CRL, Ramamurthy TS, Shet A. Estimation of impact-induced damage in CFRP laminates through ultrasonic imaging. *NDT E Int*, Vol 31, pp 359–74, 1998.
- [53] Mokhtar HB.Sicot O. Rousseau J. Aminanda Y. Aivazzadeh S The influence of ageing impact damage of carbon epoxy composites, Conference Proceedings of International Conference on Mechanical Behavior Materials, 2011
- [54] Caprino G, Lopresto V, Santoro D. Ballistic impact behaviour of stitched graphite/epoxy laminates. *Compos Sci Technol*. Vol 67, pp 325–35, 2007.
- [55] Ulven C, Vaidya UK, Hosur M V. Effect of projectile shape during ballistic perforation of carbon/epoxy composite panels. *Compos Struct* 2003;Vol 61, pp 143–50, 2003.
- [56] Mitrevski T, Marshall IH, Thomson R, Jones R, Whittingham B. The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates. *Compos Struct*, Vol 67, pp 139–48, 2005.
- [57] Lee S, Cheon J, Im Y. Experimental and numerical study of the impact behavior of SMC plates. *Compos Struct*, Vol 47, pp 551–61, 2000.
- [58] Deconinck P. Étude du comportement à l'impact de matériaux composites renforcés par tufting, Thèse de doctorat, Université de Lorraine, 2014
- [59] Herszberg I, Weller T. Impact damage resistance of buckled carbon / epoxy panels. *Compos Struct*;Vol 73, pp 130–7, 2006.
- [60] Zhang X, Davies GAO, Hitchings D. Impact damage with compressive preload and post-impact compression of carbon composite plates 1999;22.
- [61] Sicot. O, Rousseau J, D. Hearn D. Influence of stacking sequences on impact damage of pre-stressed isotropic composite laminates.” 16th International Conference on Composite Materials. Kyoto, Japan, 2006
- [62] Kaiys R. Ultrasonic Detection and Characterization of Delaminations Composite Plates using Signal Processing Techniques , *Ultrasonics* ,Vol 35, pp 367–83, 1997.
- [63] Mokhtar HB. Contribution to the study of impact damage on composite laminates: The effect of hygrothermal ageing and preloading, Thèse de doctorat, Université de Bourgogne, 2012.
- [64] Morais WA De, Godefroid LB. Effect of the Fiber Reinforcement on the Low Energy

- Impact Behavior of Fabric Reinforced Resin Matrix Composite Materials, pp 325–8, 2003.
- [65] Avdelidis NP, Moropoulou A, Marioli Riga ZP. The technology of composite patches and their structural reliability inspection using infrared imaging. *Prog Aerosp Sci*, Vol 39, pp 317–28, 2003.
- [66] Moran J, Rajic N. Remote line scan thermography for the rapid inspection of composite impact damage, *Compos Struct*, Vol 208, pp 442–53, 2019.
- [67] Chou HY, Zejli H, Thionnet a, Bunsell a, Mouritz a, Bannister M. Détection et discrimination par émission acoustique des endommagements dans les composites. Comparaison expérience / modélisation, 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), 2011.
- [68] Benzeggagh ML, Benmedakhene S. Residual strength of a glass/polypropylène composite material subjected to impact. *Composite science and Technology*, Vol 55, pp 1-11, 1995
- [69] Gros XE, Bousigue J, Takahashi K. NDT data fusion at pixel level. *NDT E International*, Vol 32, pp 283–92, 1999.
- [70] Aymerich F, Meili S. Ultrasonic evaluation of matrix damage in impacted composite laminates. *Compos Part B Eng*, Vol 31, pp 1–6, 2000
- [71] Garnier C, Pastor M, Eyma F, Lorrain B. The detection of aeronautical defects in situ on composite structures using Non Destructive Testing. *Compos Struct*, Vol 93, pp 1328–36, 2011.
- [72] Amaro AM, Reis PNB, Moura MFSF De, Neto MA. Composites : Part B Influence of multi-impacts on GFRP composites laminates. *Compos Part B*, Vol 52, pp 93–9, 2013.
- [73] Amaro AM, Reis PNB, Neto MA. Experimental study of temperature effects on composite laminates subjected to multi-impacts. *Compos Part B*, Vol 98, pp 23–9, 2016.
- [74] de Morais WA, Monteiro SN, d’Almeida JRM. Evaluation of repeated low energy impact damage in carbon-epoxy composite materials. *Compos Struct*, Vol 67, pp 307-15, 2005.
- [75] Guillaumat L. Reliability of composite structures ð impact loading, *Computers and Structures*, Vol 76, pp 163-172, 2000.
- [76] Hongkarnjanakul N. Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d’impact sur stratifié composite : de l’impact à la résistance résiduelle en compression, Thèse de doctorat, Institut Supérieur de l’Aéronautique et de l’Espace (ISAE), 2013.
- [77] Iarve EV, Gurvich MR, Mollenhauer DH, Rose CA, Dávila CG. Mesh-independent matrix cracking and delamination modeling in laminated composites. *Int. J. Numer. Meth. Engng*, Vol 88, pp 749-73, 2011.
- [78] Williams K V, Vaziri R. A physically based continuum damage mechanics model for thin laminated. *Compos Struct*, Vol 40, pp 2267–300, 2003.
- [79] Camanho PP, Maimí P. A continuum damage model for composite laminates : Part I- Constitutive model; *Compos Struct* Vol 39, pp 897–908, 2007.
- [80] Shi Y, Swait T, Soutis C. Modelling damage evolution in composite laminates subjected

- to low velocity impact. *Compos Struct*, Vol 94, pp 2902–13, 2012.
- [81] González E V, Maimí P, Camanho PP, Turon A, Mayugo JA. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates, Vol 94, pp 3364–78, 2012.
- [82] Faggiani A, Falzon BG. Composites : Part A Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel. *Compos Part A*, Vol 41, pp 737–49, 2010.
- [83] Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. *J Appl Mech* ;pp 47:329, 1980.
- [84] Chang F. A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations, *Journal of Compos Materials*, Vol 21, pp 834–55, 1987.
- [85] Tsai SW, Wu EM. A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. *J Compos Mater*, Vol 5 pp 58–80, 1971.
- [86] Hosseini-Toudeshky H, Jalalvand M, Mohammadi B. Delamination analysis of holed composite laminates using interface elements. *Procedia Eng*;Vol 1:39–42, 2009.
- [87] Garg AC. Delamination-a damage mode in composite structures. *Eng Fract Mech* Vol 29:pp 557–84, 1988.
- [88] Vandellos T. Développement d'une stratégie de modélisation du délaminage dans les structures composites stratifiées L'université bordeaux 1, 2011.
- [89] Beckelync B. Étude de la délamination sur des matériaux composites tissés taffetas : Essais de caractérisation et simulations numériques, Université Laval, 2016.
- [90] Andersson M, Larsson E. Benchmarking study of steel-composite structures in CAE crash applications , University of technology Chalmers, 2016.
- [91] Griffith A., The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society, London; Series A*, Vol 221,pp 163–198, 1921
- [92] Camanho P.P, F De, Branch CM. Numerical Simulation of Mixed-mode Progressive Delamination in Composite Materials ´ NASA/TM-2002-211737 Mixed-Mode ,Vol 37, 2003.
- [93] Dugdale D.S. Yielding of steel sheets containing slits, *J. Me&. Phys. Solids*, Vol. 8, pp. 100-101,1900.
- [94] Tvergaard V. Effect of fibre debonding in a whisker-reinforced metal, *Materials Science and Engineering*,Vol 125 203-213, 1990.
- [95] Pinho ST, Iannucci L, Robinson P. Formulation and implementation of decohesion elements in an explicit finite element code. Vol 37, pp 778–89, 2006.
- [96] Shi Y, Swait T, Soutis C. Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact. *Compos Struct*, Vol 94, pp 2902–13, 2012.
- [97] Whitcomb JD Analysis of instability related growth a through width delamination , Hampton, Virginia, 1984.
- [98] Benzeggagh ML, Kenane M. Measurement of mixed mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/ epoxy composites with composites with mixed mode

- bendinf apparatus. Vol 56, pp 439–49, 1996.
- [99] Hillerborg A. Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means of fracture mechanics finite element, Cement and concrete research, Vol 6, pp 773–782, 1976.
- [100] Deliége G, Hannay S, Ponthot J, Deliége G, Hannay S, Modélisation JP. Modélisation par éléments finis de l' endommagement de composites laminés à fibres tissées soumis à impact , 10e colloque national en calcul des structures, Giens France 2011
- [101] Ladeveze P. Damage analysis of interlaminar fracture specimens, Compos Struct; Vol 31, pp 61–74, 1995.
- [102] Harper PW, Hallett SR. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination, Engineering Fracture Mechanics journal , Vol 75, pp 4774–92, 2008.
- [103] Dávila CG. Effective Simulation of Delamination in Aeronautical Structures Using Shells and Cohesive Elements, NASA Langley Research Center, Hampton, pp 1–27.
- [104] Daudeville L, Ladeveze P. A damage mechanics tool for laminate delamination Compos Struct, Vol 25, pp 547–55, 1993.
- [105] Crisfield. MA, Davies GAO. Progressive delamination using interface elements. J Compos Mater; Vol 32, pp 1246–72, 1998..
- [106] Vannucci P, Verchery G. A new method for generating fully isotropic laminates, Compos Struct, Vol 58, pp 75–82, 2002.
- [107] Vannucci P, Verchery G. Stiffness design of laminates using the polar method , International Journal of Solids and Structures, Vol 38, pp 9281–9294, 2001.
- [108] Vincenti A, Verchery G, Vannucci P. Anisotropy and symmetry for elastic properties of laminates reinforced by balanced fabrics, Compos Part A Vol 32, pp 1525–32, 2001.
- [109] Method ST. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, 2002.
- [110] Matrix P, Materials C, Composites T, Modulus T, Modulus C, Material C, et al. Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a 6 45 ° Laminate. Vol 14, pp 1–7, 2001.
- [111] Materials C. Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. ASTM International, Vol 1, pp 1–12, 2012.
- [112] Materials C, Matrix P, Materials C. Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer, ASTM International, Vol 14, pp 1–18, 2014
- [113] Method ST. Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer, matrix composites, ASTM International, Vol 6, pp 1–14, 2006.
- [114] Shi Y Modelling low velocity impact behaviour of composite laminates used in aerospace, The University of Sheffield, 2014
- [115] Shi Y. Modelling low velocity impact induced damage in composite laminates,

Mechanics of advanced material and modern processes Vol 3, 1-69, 2017.

- [116] Marshall TP, Morrison SJ. Hail damage to built-up roofing: Dallas Texas, pp 0–5, 1988.
- [117] Marshall TP, Herzog RF, Morrison SJ, et al. Hail damage threshold sizes for common roofing materials. In: 21st conference on severe local storms, San Antonio, Texas, USA, 2002.
- [118] Kur A, Senel M. Advances in Engineering Software Experimental and numerical analysis of low velocity impact on a preloaded composite plate. *Compos Part B*. Vol 90, pp 41–52, 2015.
- [119] Gliszczyński A. Numerical and experimental investigations of the low velocity impact in GFRP plates. *Compos Part B*. Vol 138, pp 181–93, 2018.
- [120] Schoeppner GA, Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates, Vol 31, pp 903–15, 2000.
- [121] Rehan MSM, Rousseau J, Gong XJ, Guillaumat L. Effects of fiber orientation of adjacent plies on the mode I crack propagation in a carbon-epoxy laminates. *Procedia Eng* Vol 10, pp 3179–84, 2011.
- [122] Abdulhamid H, Bouvet C, Michel L, Aboissière J, Minot C. Composites : Part A Influence of internally dropped-off plies on the impact damage of asymmetrically tapered laminated CFRP. *Compos PART A* Vol 68, pp 110–20, 2015.
- [123] Banakar P, Shivananda HK. Influence of Fiber Orientation & Thickness on Tensile properties of Laminated Polymer Composites. *Int. J. Pure Appl. Sci. Technol.*, Vol 9, pp. 61-68, 2012.
- [124] Dogan F, Hadavinia H, Donchev T, Bhonge PS. Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact. *Cent Eur J Eng*, Vol 2, pp 612–26, 2012.
- [125] Heimbs S, Heller S, Middendorf P. Simulation of Low Velocity Impact on Composite Plates with Compressive Preload. *LS-DYNA Anwenderforum*, pp 11–24, 2008.

LISTE DES FIGURES

| | |
|---|----|
| Figure 1-1: Evolution de l'utilisation des matériaux composites chez Airbus..... | 5 |
| Figure 1-2: Utilisation des matériaux composites et plastiques dans l'automobile | 6 |
| Figure 2-1: Matériaux utilisés dans la fabrication d'un A350XWB..... | 11 |
| Figure 2-2: Composant d'un A350XWB | 11 |
| Figure 2-3: Composants en matériaux composites pour une voiture hybride..... | 12 |
| Figure 2-4: Evolution de l'utilisation des matériaux composites dans les véhicules..... | 12 |
| Figure 2-5: Utilisation des matériaux composites dans le secteur ferroviaire | 13 |
| Figure 2-6: Coque de bateau en matériau composite carbone/époxy..... | 14 |
| Figure 2-7: Différentes sollicitations mécaniques sur A380..... | 15 |
| Figure 2-8: Comparaison du comportement en fatigue des composites et des métaux | 15 |
| Figure 2-9: Influence du ratio de contraintes sur la durée de vie en fatigue | 16 |
| Figure 2-10: Contrainte de cisaillement en fonction du déplacement..... | 17 |
| Figure 2-11: Courbes statiques contrainte-déformation..... | 17 |
| Figure 2-12: Courbe typique BVID d'un essai de compression après impact (CAI) | 18 |
| Figure 2-13: a) Impact oiseau sur A340 (Iberia); b) Impact de débris moteurs A380 (Quantas) | 19 |
| Figure 2-14: Différents types d'essais d'impact ; (a) canon à gaz, (b) Cantilever, (c)Tour de Chute, (d) Mouton pendule | 19 |
| Figure 2-15: Effet de la vitesse d'impact sur le mode de rupture | 19 |
| Figure 2-16: Identification des endommagements en impact basse vitesse au sein d'un matériau composite | 21 |
| Figure 2-17: Rupture de fibres suite à une fissuration transverse de la matrice d'un composite carbone/époxy | 22 |
| Figure 2-18: Evaluation du délaminage par contrôle ultrasonore pour un matériau composite soumis à un impact basse vitesse | 23 |
| Figure 2-19: Exemple de fissuration transverse de la matrice du carbone/époxyde | 23 |
| Figure 2-20: Surface de délaminage en fonction de la profondeur à différentes énergies [52] | 24 |
| Figure 2-21: Courbes force-temps et force-déplacement pour un essai d'impact sur stratifications AERO, QIQH45, QIQH60 | 25 |
| Figure 2-22: Géométrie des impacteurs de diamètre 12mm (a) Hémisphérique, (b) ogival et (c) conique | 26 |

| | |
|---|----|
| Figure 2-23: Scénario d'impact sur le fuselage d'avion sous précontrainte | 28 |
| Figure 2-24: Surfaces endommagées projetées en fonctions des contraintes de traction de l'échantillon (a) B : QIQH60, (b) A : QIQH60, (c) C : AERO..... | 30 |
| Figure 2-25: Image C-Scan de l'endommagement en fonction de l'énergie | 31 |
| Figure 2-26: Image de radiographie de la face arrière après impact | 31 |
| Figure 2-27: Image des surfaces endommagées pour une plaque impactée à 10J : Thermographie à gauche, C-Scan à droite | 32 |
| Figure 2-28: Surfaces endommagées de la plaque impactée à 10J : thermographie à gauche, C-Scan à droite | 33 |
| Figure 2-29: Image de rayon X (gauche) Image C-Scan (droite) aux énergies d'impact de (a) 3,6J, (b) 5J | 34 |
| Figure 2-30: Nombres d'impacts à rupture en fonction de la température d'essais..... | 35 |
| Figure 2-31: Courbes de réponses multi-impacts..... | 35 |
| Figure 2-32: Différents modèles d'endommagement..... | 37 |
| Figure 2-33: Courbes typiques de (a) traction 0°, (b) traction 90° (c) compression 0°, | 40 |
| Figure 2-34: Modes de délaminage | 43 |
| Figure 2-35: Courbe de traction séparation bilinéaire en (a) ouverture (b) cisaillement | 45 |
| Figure 3-1 : Cycle de cuisson du matériau CTE1-15 | 50 |
| Figure 3-2: Dispositif expérimental des essais de traction..... | 51 |
| Figure 3-3: Dimensions des éprouvettes de traction | 52 |
| Figure 3-4: Courbe de traction Contrainte-Déformation longitudinale à 0° | 53 |
| Figure 3-5: Courbe de tractions Contrainte-Déformation transversale à 90° | 54 |
| Figure 3-6: Courbe de traction de cisaillement Contrainte-Déformation à ± 45 | 55 |
| Figure 3-7: Montage de l'éprouvette DCB | 56 |
| Figure 3-8: Dispositif expérimental avec caméra (a) et éprouvette DCB (b) | 57 |
| Figure 3-9: Courbe de force en parallèle de la longueur fissurée en fonction du déplacement (DCB) | 58 |
| Figure 3-10: Taux de restitution d'énergie en fonction de la longueur fissurée | 58 |
| Figure 3-11: Géométrie de l'éprouvette ENF | 60 |
| Figure 3-12: Schéma du montage expérimental ENF | 60 |
| Figure 3-13: Force en fonction du déplacement (ENF) | 61 |
| Figure 3-14: Schéma du dispositif expérimental MMB | 62 |
| Figure 3-15: Montage expérimental MMB | 62 |
| Figure 3-16: Diagramme polaire des trois stratifications | 67 |

| | |
|--|-----|
| Figure 4-1: Dimensions de l'éprouvette impactée | 69 |
| Figure 4-2: Dispositif d'essai d'impact | 70 |
| Figure 4-3: Machine de contrôle ultrasonore (C-scan) | 72 |
| Figure 4-4: Analyse typique C-scan de plaque impactée | 72 |
| Figure 4-5: Résultats C-scan: (a) temps de vol (b) Amplitude. | 72 |
| Figure 4-6: Courbe typique d'essai d'impact (a) Force-déplacement (b) Force-temps | 73 |
| Figure 4-7: Résultats des essais d'impact, à gauche Force-Déplacement, à droite Force-Temps (a) 10J, (b) 15J, (c) 20J..... | 74 |
| Figure 4-8: Surface endommagée projetée (C-Scan) | 76 |
| Figure 5-1: Courbe Force-déplacement et Force-temps..... | 82 |
| Figure 5-2: Courbe Force-déplacement et Force-temps..... | 83 |
| Figure 5-3: Courbe Force-déplacement et Force-temps..... | 84 |
| Figure 5-4: Paramètre D en fonction du nombre d'impacts..... | 88 |
| Figure 5-5: Paramètre d en fonction de nombre d'impacts | 90 |
| Figure 5-6: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 10J | 91 |
| Figure 5-7: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 15J | 92 |
| Figure 5-8: Surfaces endommagées projetées pour une énergie d'impact de 20J | 93 |
| Figure 5-9: Image C-Scan de l'échantillon impacté à 10J | 94 |
| Figure 5-10: Faciès d'impact pour QIQH45 | 95 |
| Figure 5-11: Résultat en amplitude du C-Scan | 96 |
| Figure 5-12: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (10J)..... | 96 |
| Figure 5-13: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (15J)..... | 97 |
| Figure 5-14: Surfaces endommagées projetées (barres) et paramètre D (marques) en fonction du nombre d'impacts (20J)..... | 98 |
| Figure 5-15: Processus de l'analyse incrémentale de l'endommagement..... | 99 |
| Figure 5-16: C-Scan incrémental (15J), AERO | 100 |
| Figure 5-17: C-Scan incrémental (15J), QIQH45 | 101 |
| Figure 5-18: C-Scan incrémental (15J), QIQH60 | 102 |
| Figure 5-19: Analyse 3D de l'endommagement | 103 |
| Figure 5-20: Analyse 3D de l'endommagement | 104 |
| Figure 5-21: Analyse 3D de l'endommagement | 105 |

| | |
|--|-----|
| Figure 5-22: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15J, QIQH45 | 106 |
| Figure 5-23: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15, QIQH60 | 106 |
| Figure 5-24: Représentation 3D avec différentes projections dans le plan après 5 impacts à 15, AERO | 106 |
| Figure 5-25: Répartition typique du profil de l'endommagement en profondeur pour l'AERO à 15J | 108 |
| Figure 5-26: Répartition de l'endommagement en profondeur pour le QIQH45 | 109 |
| Figure 5-27: Répartition de l'endommagement en profondeur pour le QIQH60 | 111 |
| Figure 5-28: Répartition de l'endommagement en profondeur pour l'AERO | 112 |
| Figure 6-1: Modèle numérique d'impact composite | 118 |
| Figure 6-2: Courbe typique de traction-déplacement | 121 |
| Figure 6-3: Organigramme de l'approche de multi-impact | 122 |
| Figure 6-4: Résultat de simulation numérique d'impact sur AERO | 124 |
| Figure 6-5: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 10J de premier impact | 125 |
| Figure 6-6: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 15J de premier impact | 126 |
| Figure 6-7: Courbes comparatives des résultats expérimentaux et numériques à une énergie d'impact de 20J de premier impact | 128 |
| Figure 6-8 : Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 2 à une énergie d'impact de 20J | 130 |
| Figure 6-9: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 3 à une énergie d'impact de 20J | 131 |
| Figure 6-10: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 4 à une énergie d'impact de 20J | 133 |
| Figure 6-11: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 5 à une énergie d'impact de 20J | 134 |
| Figure 6-12: Courbes comparative des résultats expérimentaux et numériques pour l'impact 6 à une énergie d'impact de 20J | 136 |
| Figure 6-13: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 10J de premier impact | 137 |

| | |
|---|-----|
| Figure 6-14: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 15J de premier impact..... | 138 |
| Figure 6-15: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 1 | 139 |
| Figure 6-16: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 2 | 140 |
| Figure 6-17: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 3 | 141 |
| Figure 6-18: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 4 | 142 |
| Figure 6-19: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 5 | 143 |
| Figure 6-20: Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques pour une énergie d'impact de 20J pour l'impact 6 | 144 |
| Figure 6-21: Comparaison des faciès de ruptures expérimental et numérique | 144 |

LISTE DES TABLES

| | |
|---|-----|
| Tableau 2.1: Description des différentes catégories d'impact identifiées dans la littérature ([21], [26]) | 20 |
| Tableau 2.2: Surfaces délaminées [52]..... | 25 |
| Tableau 2.3: Caractéristiques de l'impact balistique [54]..... | 28 |
| Tableau 3.1: Nombre d'éprouvettes sollicitées | 52 |
| Tableau 3.2: Valeurs des propriétés longitudinales | 53 |
| Tableau 3.3: Valeurs des propriétés longitudinales | 54 |
| Tableau 3.4: Valeurs des propriétés de cisaillement dans le plan..... | 55 |
| Tableau 3.5: Dimensions des éprouvettes sollicitées (DCB) | 57 |
| Tableau 3.6: Paramètres des essais DCB | 59 |
| Tableau 3.7: Dimensions des éprouvettes sollicitées (ENF)..... | 60 |
| Tableau 3.8: Paramètres des essais ENF | 61 |
| Tableau 3.9: Dimensions des éprouvettes sollicitées (MMB)..... | 63 |
| Tableau 3.10: Paramètres des essais MMB..... | 66 |
| Tableau 3.11: Stratifications | 66 |
| Tableau 3.12: Valeurs théoriques homogénéisées de rigidité de membrane et de flexion | 67 |
| Tableau 4.1: Energie d'impact et paramètres associés..... | 71 |
| Tableau 4.2: Rapport entre Force maximale et Force maximale du DTL..... | 75 |
| Tableau 4.3: Valeur des surfaces endommagées projetée des trois stratifications pour les énergies d'impact de 10J, 15J, 20J | 76 |
| Tableau 5.1: Nombre d'impacts pour chaque stratification | 81 |
| Tableau 6.1: Carte matériau LS-DYNA du carbone/époxy | 123 |
| Tableau 6.2: Comparaison des forces numériques et expérimentales..... | 129 |

Titre : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'INFLUENCE DE MULTI-IMPACT DES MATERIAUX COMPOSITES SUR LA TENUE DE STRUCTURE COMPOSITE

Mots clés : Carbone/Epoxy, Multi-impacts, Modèle éléments finis

Résumé : Les matériaux composites carbone/époxy sont largement utilisés dans le domaine aéronautique et le transport terrestre. Ces matériaux sont souvent soumis à des conditions d'utilisation de plus en plus sévères. Ils doivent notamment résister à des impacts multiples résultant par exemple de la pluie de grêle, d'impact d'objets tels que des gravillons, du ballast, voire d'oiseaux.

Afin d'offrir aux concepteurs de structures composites des éléments de dimensionnement pertinents en regard de l'impact, ce travail s'intéresse dans un premier temps à l'étude expérimentale de la tolérance aux multi-impacts de différentes stratifications (QIQH45, QIQH60, AERO) à différentes énergies d'impacts (10J, 15J, 20J). Deux paramètres de dimensionnement D et d ont été introduits à partir des courbes force-déplacement. L'étude de ces deux paramètres a notamment permis de définir une hiérarchie parmi les stratifications étudiées en regard du niveau de l'endommagement.

L'évaluation des surfaces délaminées par contrôle ultrasonore (C-Scan) a montré que le paramètre D est particulièrement représentatif de l'endommagement d'impact et ce quel que soit le nombre d'impact imposé au matériau.

Une analyse incrémentale du contrôle ultrasonore a permis de mettre en évidence la morphologie de l'endommagement dans la profondeur du matériau en mettant en évidence l'importance de la stratification.

Dans un deuxième temps, une approche numérique par élément fini a été réalisée. Cette étude a permis de développer un modèle numérique de multi-impacts en utilisant le logiciel LS-Dyna. Cette simulation numérique simule avec succès l'évolution de l'endommagement au fil des impacts. Les résultats de la simulation présentent une bonne corrélation avec ceux déterminés expérimentalement.

Title : EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY OF THE MULTI-IMPACT INFLUENCE OF COMPOSITE MATERIALS ON COMPOSITE STRUCTURE

Keywords : Carbon/Epoxy, Multi-impacts tests , Finite elements

Abstract: Composite carbon/epoxy materials are widely used in the industrial field as aeronautics and as land transport. These materials are often subjected to increasingly stringent conditions of use. They must withstand multiple impacts, the impact of objects such as hailstones, ballast, or even birds.

In order to offer designers of composite structures relevant designing elements, we are interested in the first experimental time of the multi-impact tolerance of different stratifications (QIQH45, QIQH60, AERO) of different energies (10J, 15J, 20J). The study of these two parameters made it possible to define a hierarchy among the stratifications studied with the level of damage.

The evaluation of the delaminated surfaces by ultrasonic method (C-Scan) showed that parameter D is particularly representative of the damage of impact and this whatever the number of impact imposed on the material.

An incremental analysis of the ultrasonic control made it possible to highlight the morphology of the damage in the depth of the material by highlighting the importance of the stratification. In second step numerical approach by finite element was realized. This study has developed a numerical model of multi-impacts using LS-Dyna software. This numerical simulation successfully simulates the evolution of the damage during multi-impacts. The results of the simulation show a good correlation with those obtained experimentally.



Université Bourgogne Franche-Comté
32, avenue de l'Observatoire
25000 Besançon