



HAL
open science

Contribution à l'étude expérimentale et numérique du comportement des structures composites architecturées sous chargements d'impact

Pablo Navarro

► To cite this version:

Pablo Navarro. Contribution à l'étude expérimentale et numérique du comportement des structures composites architecturées sous chargements d'impact. Matériaux et structures en mécanique [physics.class-ph]. Université Toulouse III Paul Sabatier, 2024. <tel-04959220>

HAL Id: tel-04959220

<https://hal.science/tel-04959220v1>

Submitted on 20 Feb 2025

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.



HAL Authorization



HABILITATION À DIRIGER DES RECHERCHES

Contribution à l'étude expérimentale et numérique du comportement des structures composites architecturées sous chargements d'impact

Pablo NAVARRO

Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)
Institut Clément Ader, CNRS UMR 5312

Soutenue le 8 juillet 2024

Jury :

Abdellatif IMAD	Université Lille 1	Rapporteur
Olivier POLIT	Université Paris Nanterre	Rapporteur
Patrick ROZYCKI	Ecole Centrale Nantes	Rapporteur
Emmanuelle ABISSET-CHAVANNE	ENSAM Bordeaux-Talence	Membre
Valentina LOPRESTO	Université Naples Federico II	Membre
Steven MARGUET	Université Toulouse III	Membre
Jean-François FERRERO	Université Toulouse III	Membre

Table des matières

Table des matières	iv
1 Curriculum Vitae	1
1.1 Parcours universitaire et professionnel	2
1.2 Activités d'enseignement	3
1.2.1 Activités pédagogiques	3
1.2.2 Activités administratives et responsabilités collectives	4
1.3 Activités de recherche	5
1.3.1 Présentation synthétique des thématiques de recherche	5
1.3.2 Publications et production scientifique	9
1.3.3 Encadrements	10
1.3.4 Activités administratives et responsabilités collectives	12
1.3.5 Relations avec le monde industriel	12
1.3.6 Rayonnement	13
1.4 Liste des publications	13
2 Synthèse des travaux de recherche 2008-2023	21
2.1 Introduction	22
2.2 Étude de l'impact oblique sur pales d'hélicoptère	22
2.2.1 Contexte	22
2.2.2 Identification des mécanismes de ruine	24
2.2.3 Stratégie de modélisation : approche semi-continue	30
2.2.4 Application : Impact sur structures sandwichs raidies	40
2.3 Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revête- ments des pales d'hélicoptère	47
2.3.1 Contexte	47
2.3.2 Identification des mécanismes de propagation post-impact	47
2.3.3 Modélisation semi-continue de la propagation post-impact	59
2.4 Étude du comportement des stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact	73
2.4.1 Contexte	73
2.4.2 Développement d'un élément unidirectionnel	76
2.4.3 Modélisation des stratifiés unidirectionnels et hybrides de forte épais- seur sous chargement d'impact	79
2.4.4 Exemple d'application : hybridation d'un stratifié épais	85
2.5 Dimensionnement de structures de protection aux crashes et impacts	88
2.5.1 Etude de structures de protection de pales de rotor ouvert	89

2.5.2	Étude de structures de protection à l'impact en fibre d'aramide et mousse epoxy	94
3	Projet de recherche	105
3.1	Contexte	106
3.2	Amélioration des stratégies de modélisation des stratifiés en composite . .	107
3.3	Durabilité des structures composites	111
3.3.1	Prolongement de la durée de vie des structures en composite	111
3.3.2	Bio-composites	113
3.4	Conception optimale de structures composites	114
3.5	Comportement des composites sous température cryogénique	117
3.6	Bilan	120
	Bibliographie	122

PARTIE 1 Curriculum Vitae

Pablo NAVARRO

<https://ica.cnrs.fr/author/pnavarro>

né le 18 juin 1984
à Tassin-la-Demi-Lune (69)
Nationalité française

Adresse personnelle :
256, route de Préserville
31570 Tarabel

pablo.navarro@univ-tlse3.fr
05 61 17 11 62
06 74 43 51 92

Adresse professionnelle :
Institut Clément Ader
3, rue Caroline Aigle
31400 Toulouse

Situation Actuelle

Maître de Conférences à l'Université Toulouse III Paul Sabatier, 60^{ème} Section Spécialité Génie Mécanique et Chercheur à l'Institut Clément Ader (CNRS UMR 5312), groupe Matériaux et Structures Composites depuis septembre 2013.

Sommaire

1.1	Parcours universitaire et professionnel	2
1.2	Activités d'enseignement	3
1.2.1	Activités pédagogiques	3
1.2.2	Activités administratives et responsabilités collectives	4
1.3	Activités de recherche	5
1.3.1	Présentation synthétique des thématiques de recherche	5
1.3.2	Publications et production scientifique	9
1.3.3	Encadrements	10
1.3.4	Activités administratives et responsabilités collectives	12
1.3.5	Relations avec le monde industriel	12
1.3.6	Rayonnement	13
1.4	Liste des publications	13

1.1 Parcours universitaire et professionnel

Cursus

2008-2010 **Doctorat en Génie Mécanique.** *Institut Clément Ader / Université de Toulouse.*

Sujet : Étude de l'impact oblique sur structures en composite sandwich : Application aux pales d'hélicoptères.

Soutenue le 7 décembre 2010

Encadrement : Jean-Jacques BARRAU (*Directeur de thèse*)
Jean-François FERRERO (*Co-directeur de thèse*)
Steven MARGUET (*Encadrant*)

Jury de thèse : Daniel COUTELLIER (*Président du jury*)
Philippe VIOT (*Rapporteur*)
Jean-Yves COGNARD (*Rapporteur*)
Patrice RAUCH (*Membre du jury*)

2006-2007 **Master Recherche en Génie Mécanique.** *Université de Toulouse.*
Stage de Recherche à Airbus Toulouse.

Sujet : Mise en place d'un outil de calcul des contraintes installées lors de la jonction de la voilure avec le fuselage pour le projet A350.

2004-2007 **Diplôme d'Ingénieur.** *École Nationale Supérieure d'Ingénieurs en Constructions Aéronautique.*
Spécialité Génie Mécanique.

Fonctions assurées depuis le doctorat

Depuis sept. 2013 **Maître de Conférences.** *Institut Clément Ader - Groupe Matériaux et Structures Composites/ Université Toulouse III Paul Sabatier.*

Sept. 2011 - sept. 2013 **Post Doctorat.** *Institut Clément Ader (Toulouse) / Southern Illinois University (Carbondale, USA).*

Étude des impacts à basse, moyenne et haute vitesse sur des pales de rotor en matériaux composites sandwich (Projet CROR).

Janv. 2011 - août 2011 **Assistant Temporaire d'Enseignement et de Recherche.** *Université Paul Sabatier.*

Enseignement (total 128h eq. TD) : Méthode Éléments Finis, Résistance Des Matériaux, Dynamique Rapide, Composites.

Recherche : Développement d'un modèle élément fini de composites tissés à l'échelle de la maille du tissu pour sollicitation d'impact.

1.2 Activités d'enseignement

1.2.1 Activités pédagogiques

Mon activité d'enseignement a débuté en 2008 lors de mon doctorat à l'Université Toulouse III Paul Sabatier sous la forme de vacations. Ensuite, de janvier 2011 à Août 2011, j'ai été Attaché Temporaire d'Enseignement et de Recherche à l'Université Paul Sabatier au sein de la Filière Génie Mécanique, en temps complet pour un volume horaire de 128h eq. TD. Durant le post-doctorat qui a suivi, de septembre 2011 à août 2013, j'ai continué à enseigner en tant que vacataire à l'Université Paul Sabatier.

Depuis septembre 2013, j'effectue mon service d'enseignement dans la filière Génie Mécanique en Aéronautique du département de Mécanique de la Faculté des Science et Ingénierie de l'Université Toulouse III Paul Sabatier, au niveau Licence et Master (L3, M1 et M2). Je réalise en moyenne environ 250 heures équivalent TD d'enseignements par an. J'interviens principalement dans les matières liées au Calcul de Structures (Résistance des Matériaux, Mécanique des Milieux Continus, Outils Métier en modélisation, Méthode des Eléments Finis, Impact et Crash, Structure Avion, Optimisation Topologique) et aux Composites (Dimensionnement Composites, Fabrication des Composites).

Mes interventions les plus importantes sont rassemblées dans le tableau 1.1.

Niveau	Module	Volume	C/TD/TP
L3 GM/GC	Mécanique	18h	TD
L3 GM	Mécanique de Milieux Continus	18h/18h	C/TD
L3 GM	Méthode des Eléments Finis	12h	TD
M1 GM	Fabrication Composite	30h	TP
M1 GM	Outils Métier en Modélisation	6h/20h	C/TP
M1 GM	Dimensionnement Composite	12h	C
M1 GM	Méthode des Eléments Finis	30h	TP
M1 GM	Optimisation Topologique	14h	TD-TP
M2 GM	MEF Non Linéaire	30h	TD-TP
M2 GM	Impact et Crash	12h/30h	TD/TP
M2 GM	Structure Avion	12h	TD
M2 GM	Composites	12h	TD

TABLEAU 1.1 – Répartition et volume d'enseignements annuels

Je contribue également à l'encadrement de nos étudiants stagiaires et alternants : stages conventionnés obligatoires en M2, stages conventionnés facultatifs en M1 et L3, alternance en L3, M1 et M2.

Dans le cadre de mes activités au sein de la filière GM, j'ai eu l'occasion de mettre en place ou de faire évoluer plusieurs enseignements :

- Cours et TP de dimensionnement composite pour les M1 Conception et Calcul
- Cours de Méthode des Eléments Finis avancé pour les M1 Calcul
- TD et TP d'Impact et Crash pour les M2 Calcul
- Cours et TP d'Optimisation Topologique pour les M1 Conception et Calcul

De plus, j'ai pu construire de nouveaux projets pédagogiques en support des cours existants et dans l'optique d'un enseignement par projets. Ces projets se déroulent généralement sur plusieurs séances de TP que j'encadre :

- *Projets MEF M1* : dans le cadre de l'enseignement de la Méthode des Éléments Finis en M1, je met en place chaque année des projets longs (qui courent sur un semestre). Pour les parcours Conception et Calcul, l'idée est de fournir une CAO d'une pièce aéro, une description des matériaux, du chargement et des conditions aux limites réelles et de les laisser travailler et tester différentes hypothèses de modélisation en s'appuyant sur des logiciels "métier" (Hypermesh+Nastran). Pour le parcours Calcul, je fait travailler les étudiants sur la formulation des éléments finis en leur faisant coder en Python un élément qu'ils devront tester ensuite sur des cas d'applications.
- *Projet impact et crash M2* : en application du module "Impact et Crash" du parcours M2 Calcul, je réalise chaque année des essais d'impact de structures "simples" (panneau raidi aluminium,...) à l'ICA en présence des étudiants. Il leur est ensuite demandé de construire un modèle sur le logiciel Radioss en considérant les différentes vitesses de sollicitation, conditions aux limites, géométries,...
- *Projet Optimisation Topologique M1* : en appui du module d'optimisation topologique des M1 Conception et Calcul, il est demandé aux étudiants d'optimiser une structure en medium soumise à un chargement et avec des conditions limites différentes pour chaque groupe de travail. La géométrie définie par les étudiants est ensuite fabriquée grâce à une machine de découpe laser et testée sur un banc pédagogique équipé d'un système de corrélation d'image.
- *Concours SAMPE pont composite* : de 2013 à 2020, j'ai encadré chaque année un groupe d'étudiants pour participer au concours pont composite organisé par le SAMPE dans le cadre de leur journées techniques en novembre. Les matériaux (renforts carbone, résine epoxy) sont fournis par l'organisation du concours, et les étudiants doivent construire un pont en suivant un cahier des charges précis et qui sera au final testé jusqu'à rupture en flexion 3 points. Le meilleur ratio charge à rupture sur masse remporte le concours.

1.2.2 Activités administratives et responsabilités collectives

- Depuis 2019 : Co-responsable du parcours Calcul du M2 Génie Mécanique en Aéronautique de la filière. Les effectifs évoluent entre 18 et 36 étudiants, répartis en deux populations : les étudiants en formation initiale avec stage de fin d'études et les étudiants alternants.
- Depuis 2019 : Référent insertion professionnelle et Référent relation entreprise – FTLV du département de mécanique.
- Depuis 2015 : Responsable du réseau des anciens étudiants du Master Génie Mécanique en Aéronautique. Dans ce cadre, j'ai mis en place un groupe LinkedIn dédié qui compte 525 membres, je met en place chaque année une rencontre entre des anciens et les étudiants de L3 et j'organise la remise des diplômes à l'échelle du département de mécanique où les anciens sont conviés.
- Depuis 2015 : Responsable de modules d'enseignement : M1 Méthode des Éléments Finis, M1 Dimensionnement Composite S8, M2 Mécanique Non-Linéaire.

- De 2018 à 2022 : Membre élu au collège scientifique Sciences Appliquées. J'ai dans ce cadre participé à un comité de sélection MCF section 60 pour l'IUT de Tarbes en 2019, et a plusieurs commissions de recrutement d'ATER.
- Depuis 2015 : Gestion d'intervenants extérieurs (plus de 10 personnes) : Airbus, Sogeti, Thalès Alenia Space,...

1.3 Activités de recherche

1.3.1 Présentation synthétique des thématiques de recherche

J'effectue ma recherche dans l'équipe Matériaux et Structures Composites de l'Institut Clément Ader à Toulouse. Ma recherche concerne principalement les problématiques d'impact et de crash à moyenne et basse vitesse de structures en matériaux composites. Mes travaux sur ces thématiques ont débuté dans le cadre de ma thèse portant sur les impacts sur les pales d'hélicoptère [A-4]. Ils ont été poursuivis durant mon post-doctorat qui concernait l'étude du comportement de différentes configurations de prototypes d'hélices de réacteur d'avion à l'impact. Depuis 2013 mes recherches sont dans la continuité de mes travaux de doctorat et post-doctorat. J'ai pu ainsi proposer des améliorations pour les modèles et moyens d'essais, et j'ai eu l'opportunité de m'ouvrir à des thèmes de recherche connexes, comme l'étude de la propagation des dommages dans les composites et la conception optimale des structures composites.

Pour mener toutes ces études, j'ai mis en place des campagnes expérimentales adaptées pour pouvoir observer les mécanismes d'endommagement des structures étudiées. J'ai ensuite développé des modélisations numériques particulières pour pouvoir reproduire et mieux analyser les phénomènes. L'ensemble de mes travaux sont décrits ci-dessous.

Impact et crash à moyenne et basse vitesse de structures en matériaux composites

Études expérimentales

Mes études expérimentales sont principalement menées à trois niveaux :

- Au niveau de la structure, pour identifier et comprendre les phénomènes mis en jeu lors d'un impact,
- au niveau des détails structuraux (stratifié, peau, âme, interface peau-âme, interface peau-raisseur), pour observer et analyser plus finement leur comportement,
- au niveau des matériaux constitutifs, pour caractériser leur comportement statique et dynamique.

Des moyens d'essai spécifiques ont été développés à cet effet (montages pour canon à gaz, tour de chute accélérée, dispositif de traction dynamique).

- *Étude du comportement à l'impact oblique de structures en composite sandwich [A-2].* Des essais d'impact au canon ont été réalisés sur 30 configurations d'éprouvettes différentes. Les vitesses, directions et angles d'impact ont été variés. Ces essais ont permis d'observer différents types de dommages : pour les angles et les vitesses les plus faibles on observe un endommagement de la résine et un rebond de la bille tandis

que pour des angles et des vitesses plus importantes la bille va rompre les fibres, voire perforer la peau.

- *Développement d'une nouvelle méthode de mesure par corrélation d'image [A-9].*
 Cette méthode a été mise au point pour mesurer les efforts appliqués sur le projectile durant l'impact. Pour pouvoir mesurer les efforts il est impossible d'équiper le projectile de capteurs. L'idée est donc de filmer l'essai et de retrouver l'accélération du projectile par analyse d'image. Pour les hautes vitesses, l'utilisation des méthodes de corrélation d'images existantes n'est pas concluante car la résolution spatiale et temporelle des vidéos n'est pas assez fine. C'est pourquoi une nouvelle méthode de corrélation qui prend en compte les mouvements de corps rigide du projectile pour évaluer plus précisément son accélération a été mise au point. Cette nouvelle méthode permet de mesurer précisément de efforts pour des vitesses allant jusqu'à 140 m/s.
- *Étude du comportement à l'impact et au crash de structures sandwich à peau tressée et âme en mousse renforcée [A-10, A-15].*
 Une étude expérimentale a été menée pour observer et comprendre le comportement à l'impact des différentes configurations de pales étudiées lors de mon post-doctorat. Pour cela des essais d'impact au canon, d'impact au poids tombant et de poinçonnement quasi-statique ont été réalisés.
- *Étude de l'influence d'un pré-chargement sur la réponse à l'impact de stratifiés tissus composites [A-24].*
 Dans cette étude un chargement de traction est imposé sur des éprouvettes en tissu composite (carbone/époxy et verre/époxy) soumises à un impact poids tombant. Pour cela un montage spécifique positionnable sous la tour de chute a été développé. On observe une réponse plus rigide quand l'éprouvette est préchargée et une rupture globale explosive à l'impact à partir d'un certain niveau de pré-chargement.
- *Étude de l'initiation et de la propagation des dommages inter-laminaires en statique et en dynamique [A-8, A-13, A-26].*
 Ces études ont été menées pour observer l'influence du type d'interface et de la vitesse de sollicitation sur le comportement en mode I et en mode II des interfaces inter-laminaires. Ces recherches sont basées sur des essais DCB et ENF modifiés. J'ai aussi contribué à une étude concernant la mise en place d'une méthode expérimentale pour la caractérisation des interfaces en mode III.
- *Mise en place d'essais Arcan dynamiques pour la caractérisation de colles [A-17, A-21].*
 J'ai participé au développement d'éprouvettes Arcan dynamiques (avec limitation des effets de bord) et d'un moyen de sollicitation spécifique mis en œuvre sous la tour de chute dans le but de caractériser des adhésifs en dynamique.
- *Etudes de structures en composite architecturées en tissus aramide et mousse époxy sous sollicitation d'impact [A-32].*
 Dans cette étude, des essais d'impact au poids tombant et au canon à gaz ont été mis en place en s'inspirant des normes concernant les protections balistiques. Les structures impactées sont posées sur un bloc de plastiline. La profondeur de l'empreinte permet de mesurer la capacité de protection de la structure.

Études numériques

En parallèle des développements expérimentaux, j'ai mis en place des stratégies de modélisation et mené plusieurs études numériques pour représenter et analyser le comportement des structures composites à l'impact. Le dialogue entre les essais et le calcul est permanent. Le numérique se nourrit de l'expérimental pour définir des pistes de modélisation adaptées au phénomène observés et pour identifier les comportements des matériaux à représenter. Les résultats des essais structuraux sont ensuite utilisés pour être comparés aux modèles construits et ainsi évaluer les hypothèses de modélisation choisies.

- *Modélisation semi-continue des composites stratifiés tissés soumis à un chargement d'impact [A-3, A-5, A-11, A-12, A-18, A-19, A-20].*

Sur la base des observations expérimentales, un modèle Éléments Finis de stratifié tissés à l'échelle de la structure et exploitable industriellement a été développé.

Dans un premier temps, une stratégie pour la modélisation des plis en tissus composite a été mise en place. Le pli est représenté à l'échelle de la mèche du tissu composite. Pour pouvoir représenter au mieux la cinématique d'endommagement observée expérimentalement, les mèches du tissu sont modélisées par un treillis de barres stabilisé par un élément quadrangle spécifique. Cet élément 2D représente l'effet de la résine. Le comportement en membrane et en flexion est découplé. Cet élément est endommageable, afin de pouvoir passer d'une modélisation continue (tissus sain) à une modélisation discrète (réseau de mèches non stabilisées). Cet élément spécifique a été entièrement développé et implémenté dans le code de calcul explicite Radioss.

Dans le cadre de la thèse de F. Pascal, la stratégie de modélisation des plis en tissus composite a été améliorée afin de prendre en compte l'influence du motif de tissage sur la rupture observée expérimentalement. Pour cela deux stratégies ont été proposées, développées et validées. Dans la première stratégie la limite à rupture des barres qui représentent les torons proches d'un point de tissage est dégradée. Dans la deuxième stratégie, l'ondulation des torons est représentée en venant décaler localement les nœuds des barres et en liant leur degrés de liberté aux plaques par des relation de corps rigides. Ces stratégies permettent de faire apparaître des chemins de rupture représentatifs des ruines observées expérimentalement.

Pour construire le stratifié, ces éléments 2D sont connectés par des éléments cohésifs spécifiques qui permettent de prendre en compte l'épaisseur de chaque pli et de transmettre correctement les rotation des nœuds des plis. La nouvelle interface développée peut être endommagée via des lois cohésives adaptées.

Cette stratégie de modélisation permet de représenter précisément les endommagements des peaux de pales d'hélicoptère sous sollicitation d'impact, avec ou sans présence de nervure.

- *Développement d'un nouveau modèle EF Semi-Continu de plis composites unidirectionnels sous chargement d'impact [A-25, A-30].*

Dans le cadre de la thèse de B. Mahmoud puis de celle de L. Manseri, la stratégie de modélisation développée pour les tissus composites a été adaptée aux plis unidirectionnels. Le modèle est développé à l'échelle du paquet de fibres. Les torons sont représentés par des éléments barres, stabilisés par des éléments 2D spécifiques endommageables qui représentent le comportement de la résine. Des éléments cohésifs verticaux (dans l'épaisseur du pli) ont été développés pour représenter les fissurations intralaminaires liées au cisaillement hors plan qui pilotent les endommagements d'impact sur les stratifiés épais.

L'objectif est double : dans un premier temps proposer un modèle de stratifié unidirectionnel représentatif des phénomènes observés expérimentalement ; et dans un deuxième temps développer un modèle compatible avec les modélisation de tissus pour pouvoir étudier le comportement de stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels. Ce modèle permet de représenter les mécanismes d'endommagement observés expérimentalement pour les stratifiés unidirectionnels et hybrides.

- *Modélisation des mousses polymères [A-7].*

Le comportement des mousses polymères à l'impact est fortement lié à sa microstructure. C'est pourquoi, dans la stratégie de modélisation proposée, la mousse polymère est représentée à l'échelle de l'alvéole. Des observations au microscope électronique nous ont conduit à considérer uniquement les arêtes des alvéoles. Elles sont modélisées par des éléments de poutre élastique qui peuvent se rompre en traction et flamber en compression. La densification est représentée en prenant en compte le contact entre ces éléments. Cette modélisation permet de représenter la réponse et la ruine de la mousse sous différents chargements.

Étude analytique[A-6]

Enfin, une étude analytique a été menée pour développer un modèle d'impact simplifié qui puisse être utilisé dans la phase de pré-dimensionnement. Ces travaux ont été principalement réalisés lors de mes deux séjours dans l'équipe de recherche du Professeur Serge Abrate à la Southern Illinois University (USA). La peau est considérée comme étant une plaque en composite reposant sur une fondation élastique à deux paramètres. La formulation choisie permet de prendre en compte le cisaillement transverse dans l'âme qui ne peut être négligé pour les sollicitations d'impact. L'écrasement de la mousse est pris en compte. Cette modélisation permet de reproduire les niveaux d'effort et de déformation lors d'un impact basse vitesse.

Étude de la propagation des dommages post-impact sous chargements monotones et cycliques [A-22, A-23, A-27, A-28, A-29]

Ces travaux, réalisés dans le cadre de la thèse de A. Rogani, font suite aux travaux de F. Pascal qui ont montré qu'il était possible de représenter avec précision les dommages d'impact sur les pales d'hélicoptères. Lorsque le dommage apparaît en vol, il devient primordial d'étudier le seuil et la vitesse de propagation du défaut sous charges de vol, afin d'assurer le retour de mission de l'appareil. Ainsi, l'objectif de cette étude est de développer un modèle fiable permettant de prédire la propagation d'un dommage produit par un impact sur une peau mince en tissus composite, sous des sollicitations représentatives de la pale en vol. Pour cela, de nombreux essais d'impacts au poids tombant, suivis d'essais statiques et de fatigue sur des éprouvettes représentatives ont été réalisés. La propagation des dommages se décompose basiquement en deux étapes : une propagation lente aux abords des dommages d'impact puis une propagation très rapide qui mène à la rupture totale. Du point de vue de la modélisation, il est possible, en utilisant les stratégies décrites précédemment, de représenter fidèlement les phénomènes pour les essais d'impact suivis d'une traction monotone. Pour modéliser la propagation des dommages sous chargement cyclique, une stratégie basée sur le niveau de déformation donné par le modèle, sur des courbes de Wohler et sur la loi d'accumulation de dommages de Miner a été développée. Une bonne corrélation entre essais et calculs est observée.

Conception optimale des structures composites

Depuis 2021, j'ai investigué plusieurs problématiques concernant le dimensionnement et la conception de structures composites à haute performance :

- Dans le cadre d'une collaboration avec Latécoère, nous avons travaillé sur la conception d'un ressort en composite pour un mécanisme d'ouverture d'urgence de porte d'avion. Un prototype a été fabriqué et testé. Il répond au cahier des charges.
- Dans le cadre du projet ANR PARAPERF qui traite de la performance des athlètes paralympique en vue des JO 2024, j'ai rejoint un chercheur de l'ICA pour la partie dimensionnement et conception optimale de fauteuils en composite.
- Dans le cadre d'une collaboration avec la société NOBRAK spécialisée dans le placement de fibres pour la fabrication composite (post-doctorat de S. Khamassi, stage prévu février 2024), je travaille sur une stratégie d'optimisation de trajectoire de fibres pour la conception optimale de structures composites.

1.3.2 Publications et production scientifique

L'ensemble des travaux de recherche synthétisés dans la partie précédente ont été valorisés par la publication de 32 articles dans des revues internationales indexées. La liste complète des publications est fournie à la fin de cette partie. J'ai sélectionné ici cinq articles pour représenter ma recherche :

- [A-3] Le premier article intitulé "Semi-continuous approach for the modelling of thin woven composite panels applied to oblique impacts on helicopter blades" est un article qui porte sur mes travaux de thèse et qui décrit pour la première fois la stratégie de modélisation originale développée pour représenter les tissus composites sous chargement d'impact. C'est cette stratégie que nous n'avons eu de cesse de faire évoluer depuis au sein de mon équipe de recherche.
- [A-6] Le deuxième article intitulé "Analytical modeling of indentation of composite sandwich beams" est le fruit de mon séjour dans le laboratoire de Serge Abrate à la Southern Illinois University à Carbondale (USA). Cette collaboration m'a permis d'aborder la problématique d'impact sur structure sandwich d'un autre angle, celui de la modélisation analytique et du développement de modèles simplifiés.
- [A-9] Le troisième article intitulé "A digital image correlation method for tracking planar motions of rigid spheres : application to medium velocity impacts" est un exemple des développements effectués pour accéder à plus de données mesurées pour nos études expérimentales d'impact. Les travaux décrits dans cet article nous permettent aujourd'hui d'avoir accès aux efforts d'impact lors des essais au canon grâce à des techniques poussées et originales de corrélation d'image.
- [A-20] Le quatrième article intitulé "Impact damage prediction in thin woven composite laminates - Part I : Modeling strategy and validation", qui s'inscrit dans le cadre des travaux de thèse de F. Pascal que j'ai encadré, présente une des améliorations apportées au modèle de tissus initialement proposé durant ma thèse. Cet article montre comment nous avons continué à faire vivre la stratégie de modélisation semi-continue.
- [A-29] Le cinquième article intitulé "Study of post-impact behaviour of thin carbon/epoxy laminates subject to fatigue tensile loading", qui s'inscrit dans le cadre de

- Jury : Abdellatif Imad (R), Patrick Rozycki (R), Valentina Lopresto (P), Jean-François Ferrero (M), Issam Tawk (M), Pablo Navarro (M)
- Thèse de doctorat - **Benjamin Valès**
Du 01/10/2014 au 15/12/2017 - Bourse MESR + monitorat
Sujet : *Développement d'un essai ARCAN dynamique*
Encadrement : P. Navarro 20 % , S. Marguet 60 % , JF. Ferrero 20 %
Jury : Daniel Coutellier (R), Lucas Da Silva (R), Stéphane Pagano (P), Jean-Claude Grandidier (M), Hélène Weleman (M), Romain Créac'hcadec (M), Jean-François Ferrero (M), Steven Marguet (M)
 - Thèse de doctorat - **Ange Rogani**
Du 01/04/2016 au 06/12/2019 - Bourse CIFRE Airbus Helicopters
Sujet : *Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements composites de pales d'hélicoptère*
Encadrement : P. Navarro 50 % , JF. Ferrero 50 %
Jury : Christian Hochard (R), Laurent Gornet (R), Nadia Bahlouli (P), Olivier Polit (M) , Jean-François Ferrero (M), Pablo Navarro (M), Steven Marguet (M)
 - Thèse de doctorat - **Ldjoudi Manseri**
Du 01/10/2017 au 09/12/2020 - Bourse Ecole Doctorale MEGeP + monitorat
Sujet : *Etude expérimentale et numérique du comportement des composites stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact*
Encadrement : P. Navarro 40 % , O. Dorival 30 % , JF. Ferrero 30 %
Jury : Emmanuelle Abisset-Chavanne (R), Laurent Gornet (R), Zoheir Aboura (P), Olivier Polit (M), Jean-François Ferrero (M), Pablo Navarro (M)
 - Thèse de doctorat - **Lara Boutros**
Du 01/09/2018 au 17/11/2022 - Thèse Cotutelle Liban (Université de Balamand)
Sujet : *Etude et modélisation des impacts sur des structures composites blindées*
Encadrement : P. Navarro 40 % , I. Tawk 20 % , JF. Ferrero 40 %
Jury : Patrick Rozycki (R), Olivier Polit (R), Valentina Lopresto (P), Jean-François Ferrero (M), Issam Tawk (M), Pablo Navarro (M)
 - Thèse de doctorat - **Franck Guillou**
En cours. Début 01/07/2021 - Financement PIA4 - Airbus
Sujet : *Comportement des matériaux composites bio-sourcés sous sollicitations dynamiques*
Encadrement : P. Navarro 33 % , O. De Almeida 33 % , JF. Ferrero 33 %
 - Thèse de doctorat - **Alexy Tailleur**
En cours. Début 01/10/2021 - Thèse CNES + accompagnement CT Ingénierie
Sujet : *Développement d'un modèle de propagation de défaut/ dommage dans les structures composite pour le prédimensionnement des lanceurs*
Encadrement : P. Navarro 33 % , S. Marguet 33 % , JF. Ferrero 33 %
 - Post-doctorat - **Sabrine Khammassi**
Du 01/02/2022 au 31/01/2024 - Financement Nobrak
Sujet : *Conception optimale pour la fabrication des composites par placement de fibres*
Encadrement : P. Navarro 20 % , S. Marguet 30 % , G. Cohen 50 %

De plus, les relations internationales que j'ai pu développer m'ont données l'opportunité d'accueillir et d'encadrer deux doctorants d'universités étrangères pendant un an à

l'Institut Clément Ader :

- Thèse de doctorat - **Tania Langella**
Séjour du 01/09/2017 au 30/06/2018 - Doctorat à l'Univ. de Naples Federico II
Sujet : *Étude expérimentale et numérique de l'influence d'une précharge sur la réponse à l'impact d'une structure en composite*
Encadrement : P. Navarro 40 % , V. Lopresto 20 % , JF. Ferrero 40 %
- Thèse de doctorat - **Enrique Zacarias**
Séjour du 01/12/2019 au 01/12/2021 - Doctorat au CENIDET de Mexico
Sujet : *Étude expérimentale et numérique de l'hybridation verre/carbone sur des stratifiés UD multi-orientation*
Encadrement : P. Navarro 40 % , A. Abundez 20 % , JF. Ferrero 40 %

Enfin, parallèlement à mes encadrements officiels, j'interviens aussi de manière informelle dans l'encadrement des doctorants de notre équipe de recherche comme pour Sylvain Arki (thèse CIFRE SKF Aerospace du 01/04/2015 au 15/03/2019, sujet : Étude des pièces composites de forme complexe), Louis Bridonneau (thèse Ecole Doctorale ME-GeP commencée le 01/09/2019, sujet : Comportement de panneaux sandwich courbes sous sollicitations d'impact et de crash) et Marta Rallo (thèse CIFRE Ratier-Figeac, en cours, début 01/10/2020, sujet : Impact sur structures composites sandwich architecturées : application aux pales d'avion).

1.3.4 Activités administratives et responsabilités collectives

- Depuis 2021 : Représentant de l'ICA à la Fédération MIDOC (Mobilité Intelligente et Durable en Occitanie).
- Depuis 2021 : Représentant de l'ICA et membre du comité de pilotage du GIS NeoCampus (<https://www.irit.fr/neocampus/>).
- De 2021 à 2023 : Membre élu au CNU section 60 en qualité de suppléant. J'ai à ce titre siégé aux sessions qualifications 2022 et 2023, promotions 2022 et RIPEC 2023.
- Depuis 2021 : Sauveteur Secouriste du Travail.
- Depuis 2020 : Membre de la Commission d'Animation Scientifique de l'ICA et co-responsable de l'organisation des séminaires externes.
- Depuis 2017 : Co-responsable de la plateforme d'essais aux canons à gaz STIMPACT. Cette plateforme est commune entre l'ICA, l'IRT Saint Exupéry et Airbus. Elle est constituée de trois lanceurs ce qui permet de balayer des gammes de vitesse jusqu'à 850 m/s.
- Depuis 2014 : Mise en place et administration du système de réservation des moyens d'essais de la plateforme expérimentale du site de Toulouse de l'ICA.

1.3.5 Relations avec le monde industriel

- Airbus Helicopters : mise en place et encadrement du contrat de thèse CIFRE de Ange Rogani (accompagnement de 60 k€ pour l'ICA).
- CNES et CT Ingénierie : mise en place et encadrement du contrat de thèse de Alexy Tailleux (accompagnement de 45 k€ pour l'ICA).

- Airbus : participation à la mise en place de l'accord PIA4 pour la thèse de Franck Gouillou.
- Nobrak : participation au montage et à l'encadrement du projet post-doctoral de Sabrina Khammassi.

1.3.6 Rayonnement

- Collaborations avec la Southern Illinois University et le professeur Serge Abrate chez qui j'ai fait une partie de mon post-doctorat sur la thématique de l'impact sur structures sandwich.
- Collaborations avec la Faculté d'ingénierie de l'Université de Balamand concrétisée par la mise en place des thèses de Bassam Mahmoud et de Lara Boutros.
- Collaborations avec l'Université Federico II de Naples et le professeur Valentina Lopresto concrétisée par l'accueil dans l'équipe de recherche d'une doctorante (Tania Langella) et d'une stagiaire (Federica Bossa).
- Collaborations avec le CENIDET de Mexico et le professeur Arturo Abundez Pliego concrétisée par l'accueil dans l'équipe de recherche du doctorant Enrique Alcudia Zacarías.
- Membre du Comité Scientifique de l' "International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials", Ischia, Italie (éditions 2014,2016,2018, 2022 et 2024).
- Rapporteur de la thèse de Luca Boccarusso de l'Université de Naples Federico II. *On the manufacturing techniques of lightweight hemp-epoxy composites and improvement of their flame resistance*. Soutenance mai 2017.
- Principal porteur pour la France du projet Européen H2020 MSCA-ITN-2020-EJD REpLACE SEP-210631307 déposé fin 2019 portant sur la valorisation des fibres d'agaves, endémiques du bassin méditerranéen, pour l'utilisation dans les matériaux composites.
- Prix Daniel Valentin 2018.

1.4 Liste des publications

A - Articles de revue internationale avec comité de lecture

- [A-32] **L. Boutros, P. Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero.** *Dynamic response of epoxy foam structures reinforced with aramid layers subjected to low-velocity impact.* Journal of Materials : Design and Applications. 2023.
- [A-31] **O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *3D digital image correlation analysis of medium velocity soft impacts on laminated composite.* Forces in Mechanics, Vol. 13, 100245. 2023.
- [A-30] **L. Manseri, P. Navarro, O. Dorival, S. Marguet, B. Mahmoud, J.-F. Ferrero.** *Development of a hybrid element to model intralaminar damage in thick composite plates under impact loading.* Composites Part B : Engineering, Vol. 222. 2021.

- [A-29] **A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *Study of post-impact behaviour of thin carbon/epoxy laminates subject to fatigue tensile loading.* International Journal of Fatigue, Vol. 148, p. 106-134. 2021.
- [A-28] **A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, C. Lanouette.** *Study of post-impact behaviour of thin hybrid carbon/epoxy and glass/epoxy woven composite laminates under fatigue tensile loading – Part I : Experimental study.* Composite Structures, Vol. 260, p.113-449. 2021.
- [A-27] **A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, C. Lanouette.** *Study of post-impact behaviour of thin hybrid carbon/epoxy and glass/epoxy woven composite laminates under fatigue tensile loading – Part II : Numerical study.* Composite Structures, Vol. 260, p.113-451. 2021.
- [A-26] **I. Tawk, J. Rishmany, J. Saba, P. Navarro, J.-F. Ferrero.** *Experimental study of the interlaminar fracture of composite materials in mode III by MSCB test.* Composite Structures, p.111 - 548. 2019.
- [A-25] **B. Mahmoud, L. Manseri, A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, I. Tawk.** *Experimental and numerical study of the damage mechanisms in hybrid unidirectional/woven composites under impact loading.* Composite Structures, Vol. 209, p.606 - 615. 2019.
- [A-24] **T. Langella, A. Rogani, P. Navarro, J.-F. Ferrero, V. Lopresto, A. Langella.** *Experimental Study of the Influence of a Tensile Preload on Thin Woven Composite Laminates Under Impact Loading.* Journal of Materials Engineering and Performance, Springer Verlag/ASM International. 2019.
- [A-23] **B. Valès, S. Marguet, R. Créac’hcadec, L. Sohier, J.-F. Ferrero, P. Navarro.** *An Experimental Method Dedicated to the Dynamic Characterization of Structural Adhesives under Drop Weight Conditions.* International Journal of Adhesion and Adhesives, Vol. 90, p.106-125. 2019.
- [A-22] **A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, C. Lanouette.** *Tensile post-impact behaviour of thin carbon/epoxy and glass/epoxy hybrid woven laminates – Part I : Experimental study.* Composite Structures, Vol. 230, pp 111-508. 2019.
- [A-21] **A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, C. Lanouette.** *Tensile post-impact behaviour of thin carbon/epoxy and glass/epoxy hybrid woven laminates – Part II : Numerical study.* Composite Structures, Vol. 230, pp 111-455. 2019.
- [A-20] **F. Pascal, O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *Impact damage prediction in thin woven composite laminates - Part I : Modeling strategy and validation.* Composite Structures. Vol. 190 , pp 32-42. 2018.
- [A-19] **F. Pascal, A. Rogani, B. Mahmoud, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *Impact damage prediction in thin woven composite laminates - Part II : Application to normal and oblique impacts on sandwich structure.* Composite Structures. Vol. 190 , pp 43-51. 2018.
- [A-18] **B. Vales, S. Marguet, R. Créachcadec, L. Sohier, J.-F. Ferrero, P. Navarro.** *Experimental & numerical study of the Tensile/Compression-Shear Arcan test under dynamic loading.* International Journal of Adhesion and Adhesives. Vol. 78 , pp 135-147. 2017.

- [A-17] **B. Mahmoud, M. Colungo Torrecilla, P. Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero.** *Semi-continuous strategy for the modelling of damage mechanisms in unidirectional composites under low velocity impacts.* Composites Part B : Engineering. Vol. 130, pp 147-157. 2017.
- [A-16] **O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, C. Petiot, M. Bermudez, D. Mesnagé, J.-F. Ferrero.** *Experimental results of medium velocity impact tests for reinforced foam core braided composite structures.* Journal of Sandwich Structures and Materials. 2016.
- [A-15] **B. Vales, S. Marguet, R. Créac'hcadec, L. Sohier, J.-F. Ferrero, P. Navarro.** *Numerical study of the local behaviour of adhesive bonds under dynamic loading.* Journal of Adhesion Science and Technology. Vol. 30(12), pp 1319-1339. 2016.
- [A-14] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *On the modelling of low to medium velocity impact onto woven composite materials with a 2D semi-continuous approach.* Composite Structures. Vol. 134, pp 302-310. 2015.
- [A-13] **O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, C. Petiot, M. Bermudez, D. Mesnagé, J.-F. Ferrero.** *Experimental study of impact energy absorption by reinforced braided composite structures : dynamic crushing tests.* Composites Part B : Engineering. Vol. 78, pp 244-255. 2015.
- [A-12] **S. Abrate, J.-F. Ferrero, P. Navarro.** *Cohesive zone models and impact damage predictions for composite structures.* Meccanica. Vol. 50(10), pp 2587-2620. 2015.
- [A-11] **P. Navarro, J. Aubry, F. Pascal, S. Marguet, J.-F. Ferrero, O. Dorival.** *Effects of the stacking sequence, material nature and addition of an adhesive film on the delamination resistance of woven composite laminates in mode I and II.* Advanced Composites Letters. Vol. 24(1), pp 1-5. 2015.
- [A-10] **P. Navarro, J. Aubry, F. Pascal, S. Marguet, J.-F. Ferrero, O. Dorival.** *Influence of the stacking sequence and crack velocity on fracture toughness of woven composite laminates in mode I.* Engineering Fracture Mechanics. Vol. 131, pp 340-348. 2014.
- [A-9] **J.-C. Passieux, P. Navarro, J.-N. Périé, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *A digital image correlation method for tracking planar motions of rigid spheres : application to medium velocity impacts.* Experimental Mechanics. Vol. 54(8), pp 1453-1466. 2014.
- [A-8] **P. Navarro, F. Pascal, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, P. Rauch.** *Semi-continuous approach for the study of impacts on woven composite laminates : modelling interlaminar behaviour with a specific interface element.* International Journal of Impact Engineering. Vol. 75, pp 184-193. 2014.
- [A-7] **J. Aubry, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, O. Dorival, L. Sohier, J.-Y. Cognard.** *Change of scale strategy for the microstructural modelling of polymeric rohacell foam.* Computers, Materials and Continua. Vol. 39(1), pp 21-47. 2014.
- [A-6] **P. Navarro, S. Abrate, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero.** *Analytical modeling of indentation of composite sandwich beams.* Composite Structures. Vol. 100, pp 79-88. 2013.
- [A-5] **I. Tawk, J. Aubry, P. Navarro, J.-F. Ferrero, S. Marguet, S. Rivallant, S. Lemaire, P. Rauch.** *Study of impact on helicopter blade.* Engineering Failure Analysis. Vol. 24, pp 38-45. 2012.

- [A-4] P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J.-J. Barrau, S. Lemaire. *Modelling of impacts on sandwich structures*. Mechanics of Advanced Materials and Structures. Vol. 19(7), pp 523-529. 2012.
- [A-3] P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, P. Rauch. *Semi-continuous approach for the modelling of thin woven composite panels applied to oblique impacts on helicopter blades*. Composites Part A : Applied Science and Manufacturing. Vol. 43(6), pp 871-879. 2012.
- [A-2] P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, P. Rauch. *Experimental and numerical study of oblique impact on woven composite sandwich structure : Influence of the firing axis orientation*. Composite Structures. Vol. 94(6), pp 1967-1972. 2012.
- [A-1] I. Tawk, P. Navarro, J.-F. Ferrero, J.-J. Barrau, E. Abdullah. *Composite delamination modelling using a multi-layered solid element*. Composites Science and Technology. Vol. 70(2), pp 207-214. 2010.

B - Chapitres de Livres

- [B-2] F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.- F. Ferrero. *Study of medium velocity impacts on the lower surface of helicopter blades*.
Livre : *Dynamic Response and Failure of Composite Materials and Structures*. Ed. Elsevier, 2017.
- [B-1] J. Aubry, P. Navarro, I. Tawk, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, P. Rauch. *Experimental and Numerical Study of Normal and Oblique Impacts on Helicopter Blades*.
Livre : *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*. Ed. Springer Netherlands, pp.545-575. 2013.

C - Conférences internationales

- [C-29] G. Gastaldo, Y. Rafik, M. Budinger, V. Pommier-Budinger, P. Olivier, P. Navarro. *Proposition of a new qualification impact test for aerospace smart structures*. 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Stockholm, Suède. 2022.
- [C-28] A. Loiseau, T. Marsan, P. Navarro, B. Watier, Y. Landon. *Optimizing racing wheelchair design through coupled biomechanical-mechanical simulation*. International Joint Conference on Mechanics, Design Engineering and Advanced Manufacturing. Ischia, Italie. 2022.
- [C-27] A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, O. Dorival, J.-F. Ferrero. *Study of post impact damage propagation in thin woven composite laminates*. International Conference on Mechanics of Composites. Madrid, Espagne. 2018.
- [C-26] L. Manseri, P. Navarro, S. Marguet, O. Dorival, J.-F. Ferrero. *Experimental and Numerical study of the behavior of hybrid unidirectional/woven composite laminates under impact loading*. International Conference on Mechanics of Composites. Madrid, Espagne. 2018.

- [C-25] **J.-F. Ferrero, P. Navarro, S. Marguet, O. Dorival.** *Impact damage prediction in thin composite laminates : semi-continuous strategy and validation.* International Conference on Mechanics of Composites. Madrid, Espagne. 2018.
- [C-24] **B. Mahmoud, L. Manseri, P. Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero.** *Semi-Continuous strategy for the modelling of damage mechanisms in hybrid UD/woven composites under impact loading.* International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials (DRaF 2018). Ischia, Italie. 2018.
- [C-23] **T. Langella, P. Navarro, J.-F. Ferrero, V. Lopresto.** *Experimental and numerical study of the influence of a tensile preload on woven composite laminates under impact loading.* International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials (DRaF 2018). Ischia, Italie. 2018.
- [C-22] **B. Vales, S. Marguet, R. Créach'cadec, L. Sohier, J.-F. Ferrero, P. Navarro.** *Numerical & Experimental Study of a Modified Arcan Device in Dynamic : Application to Bonded Joints.* Euradh 2016, the 11th European Adhesion Conference and Adhesion. Glasgow, GB. 2016.
- [C-21] **S. Arki, S. Marguet, J.-M. Redonnet, J.-F. Ferrero, P. Navarro, A. Aury.** *Semi-continous approach for the modelling of complex shaped thick composite parts.* 2nd International conference on mechanics of composites. Porto, Portugal. 2016.
- [C-20] **B. Mahmoud, F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero.** *Semi-continuous strategy for the modelling of damage mechanisms in unidirectional composites under low velocity impacts.* International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials (DRaF2016). Ischia, Italie. 2016.
- [C-19] **B. Mahmoud, M. Colungo Torrecilla, . Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero.** *Modelling of low velocity impacts on unidirectionnal composite laminates using a semi-continuous strategy.* 17th European Conference on Composite Materials (ECCM17). Munich, Allemagne. 2016.
- [C-18] **B. Vales, S. Marguet, R. Créac'Hcadec, L. Sohier, J.-F. Ferrero, P. Navarro .** *Numerical Study of an Arcan Tensile Compression Shear Test in Dynamic : Application to Bonded Joints.* Complas XIII, the 13th International Conference on Computational Plasticity. Barcelone, Espagne. 2015.
- [C-17] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, O. Dorival, J.-F. Ferrero.** *Modelling impacts on composite sandwich structures using a semi-continuous strategy.* Franco-Chinese symposium on damage and fracture of composite structures : assessment and monitoring. Tarbes, France. 2015.
- [C-16] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, P. Casari, J.-F. Ferrero, I. Tawk .** *Experimental and numerical study of oblique impact on helicopter blades.* 18th International Conference on Composite Structures (ICCS18). Lisbonne, Portugal. 2015.
- [C-15] **O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, C. Petiot, M. Bermudez.** *Comparisons of performances of several new designs of shock absorbers.* 18th International Conference on Composite Structures (ICCS18). Lisbonne, Portugal. 2015.
- [C-14] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, P. Casari, J.-F. Ferrero, I. Tawk.** *Experimental and numerical study of oblique impact on helicopter blades.* 18th International Conference on Composite Structures (ICCS18). Lisbonne, Portugal. 2015.

- [C-13] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J. Aubry, S. Lemaire.** *Study of Medium Velocity Impacts on the Lower Surface of Helicopter Blades.* International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials (DRaF2014). Ischia, Italie. 2014.
- [C-12] **F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J. Aubry, S. Lemaire.** *Experimental and Numerical Study of Oblique Impact on Helicopter Blades - Influence of the curvature.* 16th European Conference on Composite Materials (ECCM16). Sevilla, Espagne. 2014.
- [C-11] **F. Pascal, O. Dorival, S. Marguet, P. Navarro, J.-F. Ferrero.** *Semi-continuous approach for the study of impacts on woven composite laminates : modeling interlaminar behaviour with a specific interface element..* New modelling strategies of damage and failure of composite structures : a breakthrough in composite sizing? Toulouse, France. 2014.
- [C-10] **P. Navarro, F. Pascal, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire.** *Semi-continuous approach for the study of impacts on woven composite laminates.* Workshop on Composite Sizing. Toulouse, France. 2014.
- [C-9] **J.-C. Passieux, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J.-N. Périé.** *Medium velocity impact force estimation through high speed digital image correlation.* 21th DYMAT technical meeting : High speed imaging for dynamic testing of material and structures. Londre, GB. 2013.
- [C-8] **J.-C. Passieux, P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J.-N. Périé.** *Experimental study of impacts on helicopter blades using digital image correlation.* 19th International Conference on Composite Materials (ICCM19). Montreal, Canada. 2013.
- [C-7] **P. Navarro, F. Pascal, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, I. Tawk.** *Study of oblique impacts on helicopter blades. Modelling of woven composite laminates made of plies with different orientation.* International Conference on Composites and Structures 17 (ICCS17). Porto, Italie. 2013.
- [C-6] **J. Aubry, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire.** *Strategies for the modeling of polymeric Rohacell foam : application to helicopter blade sandwich structures.* 10th International Conference on Sandwich Structures (ICSS10). Août 2012, Nantes, France. 2012.
- [C-5] **J. Aubry, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire.** *Polymeric foam modelling based on microscopic cell geometry for light sandwich structure modelling at a macroscopic scale.* 15th European Conference on Composite Materials (ECCM15). Juin 2012, Venise, Italie. 2012.
- [C-4] **P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire.** *Study of oblique impacts on helicopter blades : a semi-continuous approach the modeling of thin woven composite panels.* International Conference on Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures (ICNMMCS 2012). Turin, Italie. 2012.
- [C-3] **J. Aubry, P. Navarro, J.-F. Ferrero, S. Marguet, S. Lemaire.** *Numerical study of the behavior of helicopter blades submitted to impacts at various angles.* XVI International Conference on Composites Structures (ICCS XVI). Porto, Portugal. 2011.
- [C-2] **P. Navarro, J.-F. Ferrero, S. Marguet, S. Lemaire.** *Modelling of impacts on sandwich panels.* 9th International Conference on Sandwich Structures (ICSS 9). Pasadena, US. 2010.

- [C-1] P. Navarro, J.-F. Ferrero, S. Marguet, M. De La Mota, S. Lemaire. *Modelling of the impact on sandwich panels*. IV European Conference on Computational Mechanics (ECCM 2010). Paris, France. 2010.

D - Conférences nationales

- [D-9] O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero. *Essais d'impacts gélatine sur plaques composites*. 22e Journées Nationales sur les Composites (JNC22). 2021.
- [D-8] L. Boutros, T. Langella, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, I. Tawk, V. Lopresto, A. Langella. *Etude expérimentale et numérique de l'influence d'un chargement de traction sur la réponse à l'impact de stratifiés tissés de faible épaisseur*. 21e Journées Nationales sur les Composites (JNC21). 2019.
- [D-7] L. Manseri, P. Navarro, O. Dorival, S. Marguet, B. Mahmoud, J.-F. Ferrero. *Développement d'une interface intralaminare pour une approche Semi-Continue : application à l'impact sur stratifié UD*. 21e Journées Nationales sur les Composites (JNC21). 2019.
- [D-6] A. Rogani, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero. *Propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites tissés minces*. 21e Journées Nationales sur les Composites (JNC21). 2019.
- [D-5] B. Mahmoud, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, I. Tawk. *Modélisation Semi-Continue de plis UniDirectionnels sous sollicitation d'impact*. 20e Journées Nationales sur les Composites (JNC20). 2017.
- [D-4] B. Mahmoud, F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, I. Tawk. *Modélisation d'impacts sur des stratifiés composites unidirectionnels*. 19e Journées Nationales sur les Composites (JNC19). 2015.
- [D-3] O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, C. Petiot, M. Bermudez, D. Mesnagé, J.-F. Ferrero. *Comparaison expérimentale de l'absorption d'énergie lors d'impact sur plusieurs structures mousse-composite renforcées*. 19e Journées Nationales sur les Composites (JNC19). 2015.
- [D-2] F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero. *Modélisation de l'impact sur structure sandwich composite*. Journée Thématique Dynamique Rapide (JTDR'2014). 2014.
- [D-1] I. Tawk, J.-F. Ferrero, J.-J. Barrau, P. Navarro, S. Lemaire. *Étude de l'impact sur pale d'hélicoptères*. 16èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC 16). Toulouse, France. 2009.

E - Communication par poster

- [E-2] J. Aubry, P. Navarro, S. Marguet, I. Tawk, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, P. Rauch. *Étude numérique de l'influence de la vitesse d'impact sur la résistance des pales d'hélicoptères à des impacts rasants*. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC 17). 2011.
- [E-1] J.-C. Passieux, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J.-N. Périé. *Medium velocity impact force gauging by digital image correlation*. International conference on

full-field measurement techniques and their applications in experimental solid mechanics, Photomechanics. 2009.

PARTIE **2** Synthèse des travaux
de recherche 2008-2023

Sommaire

2.1	Introduction	22
2.2	Étude de l'impact oblique sur pales d'hélicoptère	22
2.2.1	Contexte	22
2.2.2	Identification des mécanismes de ruine	24
2.2.3	Stratégie de modélisation : approche semi-continue	30
2.2.4	Application : Impact sur structures sandwichs raidies	40
2.3	Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements des pales d'hélicoptère	47
2.3.1	Contexte	47
2.3.2	Identification des mécanismes de propagation post-impact	47
2.3.3	Modélisation semi-continue de la propagation post-impact	59
2.4	Étude du comportement des stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact	73
2.4.1	Contexte	73
2.4.2	Développement d'un élément unidirectionnel	76
2.4.3	Modélisation des stratifiés unidirectionnels et hybrides de forte épaisseur sous chargement d'impact	79
2.4.4	Exemple d'application : hybridation d'un stratifié épais	85
2.5	Dimensionnement de structures de protection aux crashes et impacts	88
2.5.1	Étude de structures de protection de pales de rotor ouvert	89
2.5.2	Étude de structures de protection à l'impact en fibre d'aramide et mousse epoxy	94

2.1 Introduction

J'ai intégré le Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse (LGMT), devenu Institut Clément Ader (ICA) depuis, en 2008 lorsque j'ai démarré mon doctorat. Mes trois années en tant que doctorant et celles qui ont suivi en tant que chercheur m'ont permises de travailler sur différentes thématiques, toutes liées aux calcul des structures composite sous chargement sévère.

Le premier sujet que j'ai été amené à investiguer concerne **l'étude des impacts obliques sur les pales d'hélicoptères**. En vol, les pales d'hélicoptères en rotation sont susceptibles de heurter des corps étrangers, comme par exemple des gravillons ou des branchages, à des vitesses de l'ordre de la centaine de mètres par seconde. L'étude porte sur des impacts ayant lieu directement sur l'intrados, sur une peau fine constituée de 2 ou 3 plis de tissus composite stabilisée par une mousse polyuréthane. Ces travaux, à la fois expérimentaux et numériques, sont l'objet de la section 2.2 de ce document. Ils ont été menés lors de mon doctorat (2008-2010) et de celui de Florian Pascal (2013-2016).

Dans la suite logique de ces travaux, nous nous sommes ensuite intéressés à **l'étude de la propagation des dommages post-impact dans les revêtements en composite des pales d'hélicoptère**. En effet, pour pouvoir justifier de la tenue de la pale suite à un impact, il est nécessaire pour le constructeur de connaître les conséquences du dommage engendré en termes de propagation : du cas le plus critique (l'appareil a-t-il le temps de rejoindre la base?) au cas le moins critique (les dommages se propagent-ils entre deux intervalles d'inspection?). Ces travaux sont décrits dans la section 2.3. Ils ont fait l'objet du doctorat de Ange Rogani (2016-2019).

En parallèle de ces travaux, et en nous appuyant sur les observations expérimentales et sur les développements numériques des deux précédentes thématiques, nous avons cherché à améliorer la réponse à l'impact des stratifiés. Les pistes explorées concernent l'hybridation, et plus particulièrement l'apport que pourrait avoir le fait de modifier l'architecture des plis sur les dommages. Cette **étude du comportement des stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact** fait l'objet de la section 2.4. Elle a été menée lors des doctorats de Bassam Mahmoud (2013-2017) et de Ldjoudi Manseri (2017-2020).

Enfin, plus récemment, sur la base de l'expérience acquise sur le comportement en dynamique rapide des matériaux architecturés et des structures composites, nous nous sommes intéressés au **dimensionnement de structures de protection aux crash et impacts**. Plus particulièrement, j'ai travaillé sur deux principaux sujets : l'étude de structures de protection de pales de rotor ouvert, portée par Airbus et qui a fait l'objet du post-doctorat de Olivier Dorival (2013-2014), et l'étude de protections aux impacts en kevlar/mousse epoxy menée dans le cadre du doctorat de Lara Boutros (2018-2022). Ces travaux sont décrits dans la section 2.5.

2.2 Étude de l'impact oblique sur pales d'hélicoptère

2.2.1 Contexte

Dans le domaine aéronautique, la fiabilité des structures est un aspect essentiel assurant la sécurité des passagers. La tenue à l'impact fait partie des critères indispensables dans le dimensionnement de ces structures. Dans le cas des hélicoptères, les pales du rotor

principal ou du rotor anti-couple sont des pièces composites critiques. En vol, un impact sur ce type de structure peut avoir des conséquences catastrophiques. Plusieurs objets peuvent être la cause d'incidents d'impact : des oiseaux, des blocs de givres, des parties métalliques se décrochant de l'appareil, des gravillons et cailloux (généralement rencontrés au décollage sur le rotor de queue), des câbles... Dans ce cas, la vitesse d'impact est régie par la vitesse de rotation de la pale et peut atteindre des vitesses proches de la vitesse du son en bout de pale. L'hélicoptériste se voit alors contraint par les autorités de certification d'assurer la tenue de la pale et de connaître la durée de service minimale suite à un impact de ce type. La justification de la tenue à l'impact des pales d'hélicoptère est majoritairement établie par des essais sur structures réelles. Ces essais sont très coûteux et, par leur délai de réalisation, pénalisent lourdement le cycle de développement. Disposer d'outils de prédiction déployables dès la phase de conception préliminaire en bureau d'études représente donc un enjeu essentiel pour les constructeurs. C'est dans cette optique que se situent l'étude présentée dans cette section.

La section courante d'une pale d'hélicoptère est généralement constituée d'un longeron et d'un arêtier en composite unidirectionnel, d'une peau (ou revêtement) et d'éventuelles nervures en tissus composites, d'une protection métallique sur le bord d'attaque et d'une mousse polyuréthane de remplissage (Figure 2.1). Les unidirectionnels en bord d'attaque et bord de fuite, très rigides, permettent de reprendre les efforts centrifuges et les efforts de traînée. Le revêtement mince est généralement constitué de deux à trois plis de tissus pré-imprégnés verre/époxy et carbone/époxy et assure la forme aérodynamique de la pale. La présence éventuelle de multiples nervures, rigidifie la pale en torsion. La protection métallique prévient l'usure par érosion du profil aérodynamique et protège la pale des impacts de petits projectiles. Enfin, l'ensemble de la structure est stabilisé par la mousse qui évite aux peaux de flamber.

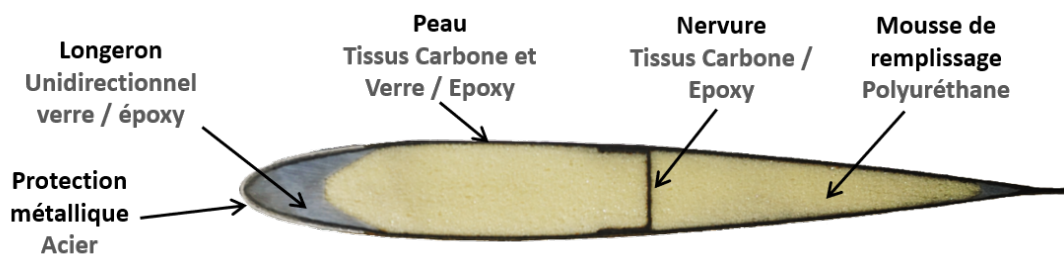


FIGURE 2.1 – Section courante d'une pale d'hélicoptère

Deux types d'impact peuvent être distingués : les impacts frontaux lorsque l'objet percute le bord d'attaque métallique et les impacts latéraux lorsque l'objet percute la peau au niveau de l'intrados (Figure 2.2). Dans ce dernier cas, l'impacteur arrive avec un angle généralement inférieur à 20° , et seuls le revêtement et les nervures protègent la pale. C'est un cas de sollicitation critique pour la structure et c'est dans ce cadre que se situe le travail présenté ici.

L'objectif des travaux de recherche décrits par la suite consiste donc à développer des stratégies de calcul qui permettent d'aider à la conception optimisée des pales d'hélicoptères en donnant une estimation réaliste des dommages liés aux impacts obliques.

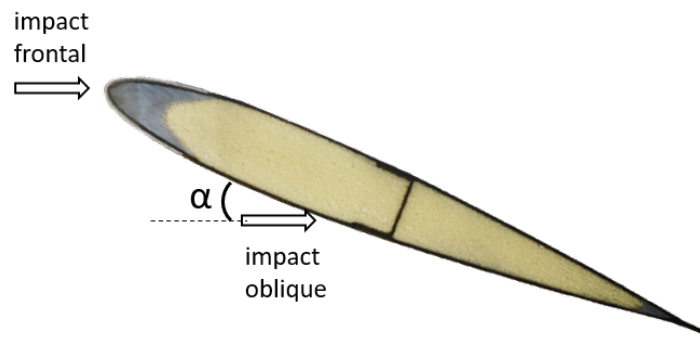


FIGURE 2.2 – Types d'impacts possibles

Cela passe nécessairement par une bonne compréhension des phénomènes physiques impliqués, ainsi que par le choix de stratégies de modélisation adaptées à ces phénomènes, à la dimension globale des structures et aux contraintes du bureau d'études.

2.2.2 Identification des mécanismes de ruine

Avant de pouvoir proposer une stratégie de modélisation pour représenter la ruine des revêtements en tissus composite lors d'un impact oblique, il a fallu identifier quels phénomènes physiques il était nécessaire de représenter.

Les deux matériaux composites étudiés sont deux tissus de pré-imprégnés majoritairement utilisés pour la fabrication du revêtement et des nervures des pales d'hélicoptère. Le premier est un tissu à fibres de carbone et résine époxy avec une armure de satin de 5 et le deuxième est un tissu à fibres de verre et résine époxy en satin de 8 (Figure 2.3). La taille de maille mesurée est de 1.4 mm pour le tissu de carbone et de 0.5 mm pour le tissu de verre.



FIGURE 2.3 – Matériaux composites utilisés : tissus (a) carbone/époxy et (b) verre/époxy

De nombreux essais d'impact obliques ont été réalisés à l'aide du lanceur à gaz de l'ICA. Les impacteurs choisis sont des billes en acier de diamètre 19 mm pour une masse de 28 g. La gamme de vitesses se situe entre 50 et 85 m/s. Les angles d'impact ont

été variés de 10° à 20° . Étant donné la zone impactée, la pale a été remplacée par des éprouvettes planes en composite sandwich, de dimensions 20 mm x 20 mm x 200 mm, fixées sur deux appuis avec de l'adhésif double face (Figure 2.4). Elles sont composées de deux peaux composites de deux ou trois plis de tissus et d'une âme Rohacell A51 (masse volumique 51 kg/m^3) ou polyuréthane PU65 ou PU80 développées par Airbus Helicopters (masses volumiques 65 et 80 kg/m^3).

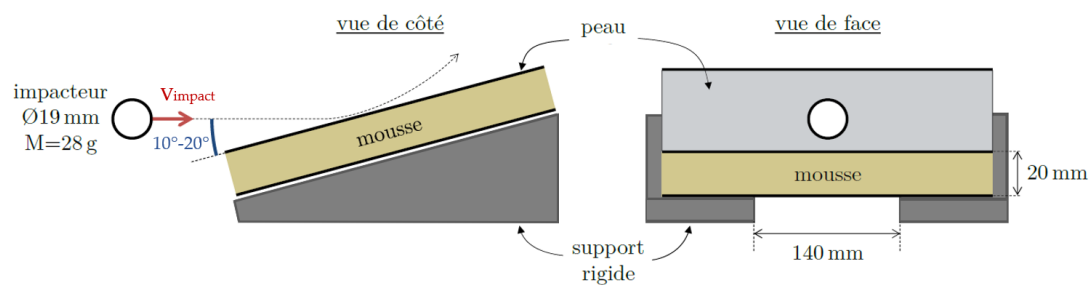


FIGURE 2.4 – Conditions expérimentales pour les essais d'impact obliques au canon à gaz

L'observation des dommages et des vidéos filmées à la caméra rapide permet de dresser le scénario de ruine du sandwich [45 ; 51]. La bille commence par mettre la peau composite supérieure en flexion, ce qui conduit à un endommagement de la résine et à des décohésions fibres/matrice [1]. Ce phénomène s'accompagne de délaminages localisés. Le dommage s'étend jusqu'à libérer les mèches de fibres qui ne sont alors plus stabilisées et tendent à s'aligner avec la direction de chargement. Avec l'augmentation de la charge à reprendre, les torons de fibres finissent par rompre en traction. La fissure ainsi créée se propage jusqu'au rebond de l'impacteur. Cela s'accompagne d'un endommagement de l'âme polymère marqué par une compaction du matériau et des zones fissurées.

Le faciès de rupture représenté sur la Figure 2.5 illustre les mécanismes d'endommagement identifiés.

Une autre information que nous apporte l'observation des dommages de la peau après un impact oblique est l'influence du tissage sur la propagation des fissures. Un trajet typique de fissures est illustré sur la Figure 2.6. Sur cette photographie et sur le schéma de l'armure qui l'accompagne, la propagation de la fissure apparaît clairement pilotée par les points de tissage, c'est à dire par les points d'entrecroisement des fils de chaîne et de trame. Cette observation peut être retrouvée dans la littérature, pour des sollicitations d'impact comme pour des chargements plans, comme par exemple dans les travaux de Daggumati et al. [18] qui met en évidence le rôle du motif du tissage sur la ruine d'un tissu satin de 5 soumis à de la traction.

En complément de ces essais représentatif d'un impact oblique, et pour pouvoir étudier plus précisément l'influence du tissage sur les mécanismes d'endommagement, des essais d'impact normal au poids tombant sur un pli seul ont été réalisés. Les éprouvettes impactées sont constituées d'un pli de tissus carbone/époxy. Leur dimension est de 100 mm x 100 mm. Ces dernières reposent simplement sur un support ajouré d'une fenêtre circulaire de diamètre 30 mm (Figure 2.7). L'impacteur en acier de masse 2 kg présente une tête hémisphérique de 20 mm de diamètre. La vitesse d'impact est de 2 m/s. Un capteur de

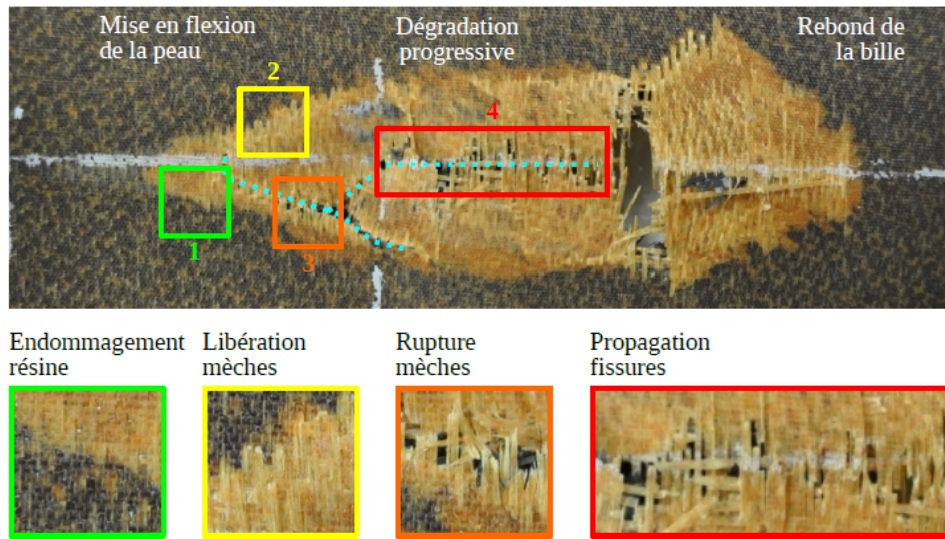


FIGURE 2.5 – Scénario d'endommagement de la peau supérieure d'un sandwich soumis à l'impact oblique

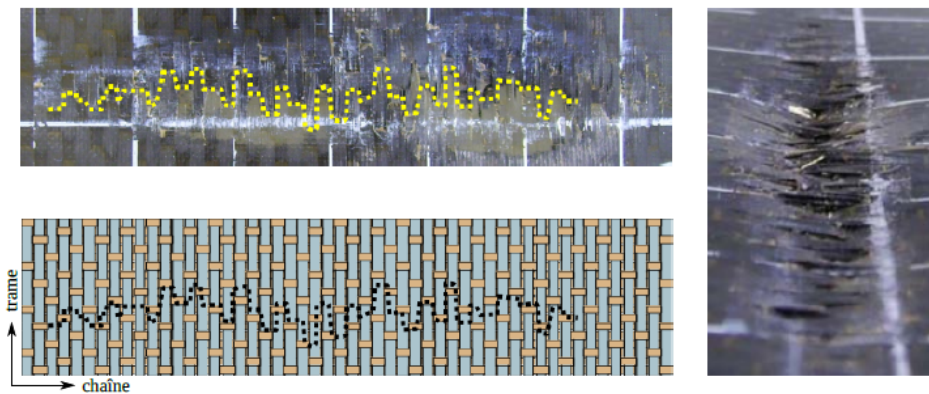


FIGURE 2.6 – Faciès de rupture post-impact oblique de la peau supérieure (3 plis de carbone/époxy à 0°).

force d'une capacité de 20 kN est intégré dans l'impacteur. Une caméra rapide est utilisée pour filmer la face inférieure de l'éprouvette avec une fréquence d'acquisition de 25000 images par seconde. Une fine couche de peinture blanche a été déposée pour mettre en évidence les fissures.

La courbe force-déplacement sur laquelle les points caractéristiques du scénario d'endommagement ont été illustrés par les images enregistrées par la caméra rapide est donnée sur la Figure 2.8.

On observe l'apparition des premières fissures pour un effort situé autour de 190 N (point A). Ces fissures se développent ensuite suivant le motif de tissage (point B), jusqu'à un pic d'effort à 870 N qui correspond à la rupture des premières mèches (point C). Cette fissure macro se propage ensuite dans les deux directions du tissage (point D) jusqu'à former une rupture en forme de croix (point E). Ces essais montrent clairement l'influence du motif du tissu sur la ruine de l'éprouvette. En effet, sur tous les essais effectués, on observe la première rupture de mèche au niveau d'un point de tissage, et une propagation

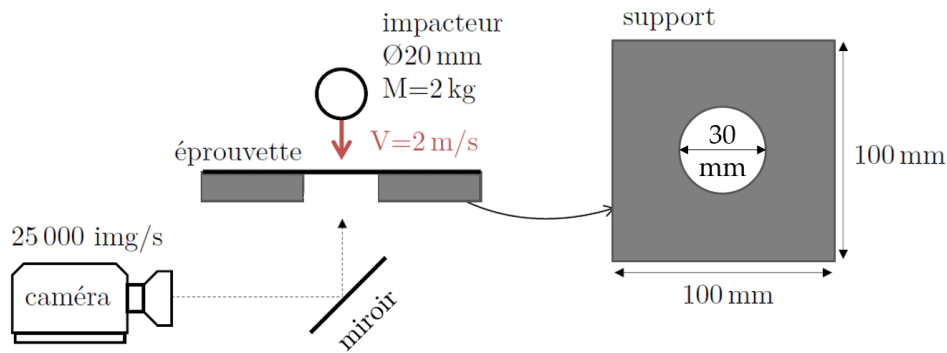


FIGURE 2.7 – Conditions expérimentales de l'essai d'impact au poids tombant sur une peau constituée d'un pli en carbone/époxy.

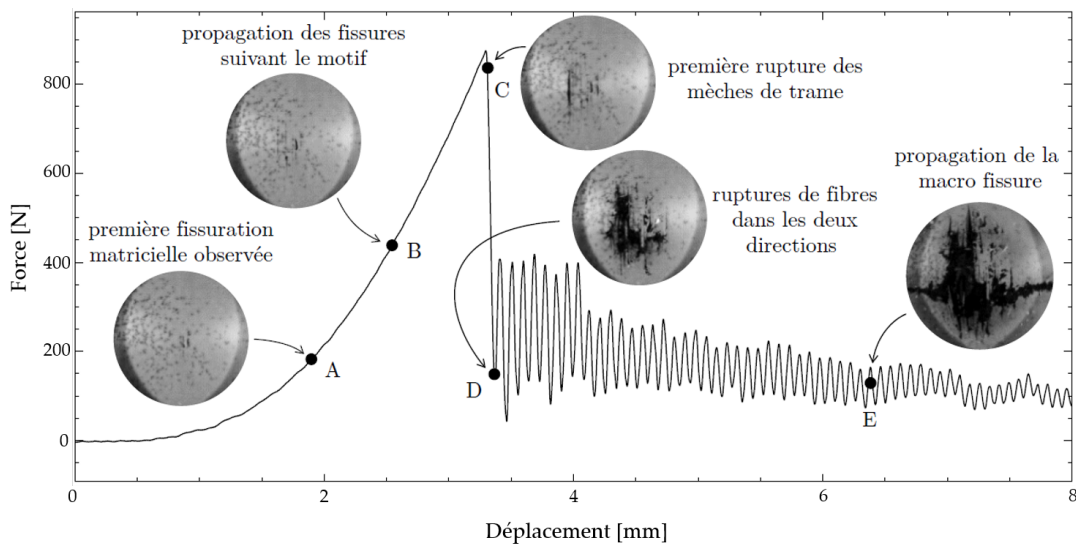


FIGURE 2.8 – Courbe force-déplacement d'un impact poids tombant sur un pli de tissu carbone/époxy et scénario d'endommagement associé.

qui passe par ces points particuliers de la structure du pli.

Un autre phénomène physique que nous avons voulu observer et analyser afin de nourrir nos modèles concerne le comportement des tissus en cisaillement plan. Pour ce type de chargement, le comportement est connu comme étant non-linéaire et principalement piloté par la résine. Pour mener cette analyse, des essais de traction sur un tissu orienté à $\pm 45^\circ$ ont été menés. Contrairement à des essais de caractérisation classique pour lesquels un stratifié de plusieurs plis est testé, le choix a été fait ici de ne solliciter qu'un seul pli, pour pouvoir mieux observer les mécanismes qui pilotent son comportement.

Le post traitement d'un essai de traction quasi-statique sur un pli de carbone/époxy orienté à $\pm 45^\circ$ est présenté sur la Figure 2.9. La dimension de l'éprouvette est de 20 x 20 x 0,36 mm. Une vitesse de sollicitation constante de 1 mm/min a été utilisée. Au cours de l'essai, les deux faces de l'éprouvette notées 1 et 2 ont été filmées simultanément à l'aide de deux appareils photos avec une fréquence d'acquisition d'une image par seconde. Les images de la face 2 ont été retournées horizontalement pour simuler une visualisation de la face 2 depuis la face 1. Les séquences d'images 1' et 2' correspondent

au zoom d'une partie de l'éprouvette.

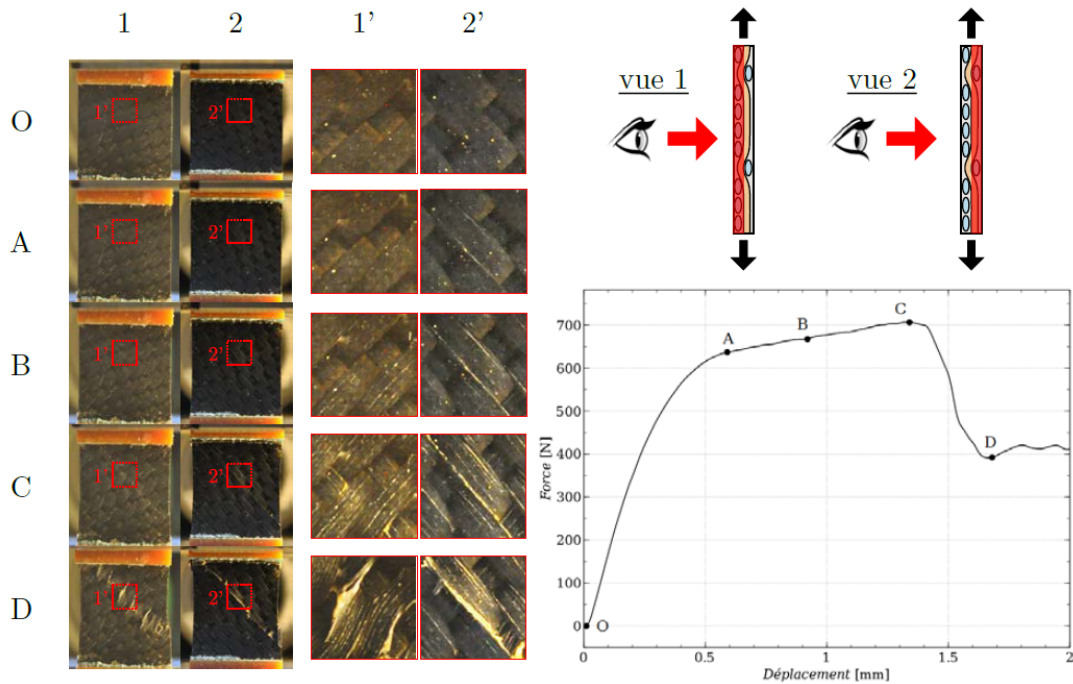


FIGURE 2.9 – Essai de traction sur un pli de carbone/époxy orienté à $\pm 45^\circ$: courbe force-déplacement et clichés correspondants.

Les premiers endommagements visibles apparaissent au point A : deux fissures matricielles dans l'axe du toron sont observées. En revanche, aucune observation ne permet d'expliquer le comportement non-linéaire de la courbe force-déplacement avant le point A. En s'appuyant sur la littérature [36] il est possible d'expliquer ce comportement par une ruine typique des polymères dans les zones où la contrainte hydrostatique est importante qui se présente sous la forme d'apparition de microporosités puis de formation de craquelures de l'ordre du nanomètre et donc indétectables avec les moyens utilisés. Sur les images B et C, une multiplication des fissurations matricielles orientées le long des torons est observée. Le point D de la courbe force-déplacement est caractérisé par une chute de la charge reprise par l'éprouvette de 50%. Cela correspond à la coalescence des fissures qui forment une bande de rupture sur toute la largeur de l'éprouvette. Au niveau des points de tissage, les fissurations matricielles se sont propagées en méta-délaminage permettant aux torons de glisser par rapport aux torons transverses et de se réaligner localement dans la direction du chargement. Ce réalignement est limité par le contact inter-torons.

Le même essai a été réalisé avec des cycles de charge et décharge de l'éprouvette (Figure 2.10). Le comportement pseudo-plastique est clairement identifié et un effet d'hystérésis est observé. Une hypothèse pour expliquer ce comportement est la non fermeture des fissures lors de la décharge de l'éprouvette. Cela peut s'expliquer par la présence de débris observés à l'intérieur de ces fissures [36] ou bien par la friction des lèvres lors de leur fermeture.

Enfin, nous avons voulu analyser l'influence du tissage sur la raideur en flexion des peaux fines stratifiées. En effet, la géométrie particulière de l'armure satin confère au pli tissé une face majoritairement orientée dans une direction tandis que les torons de l'autre

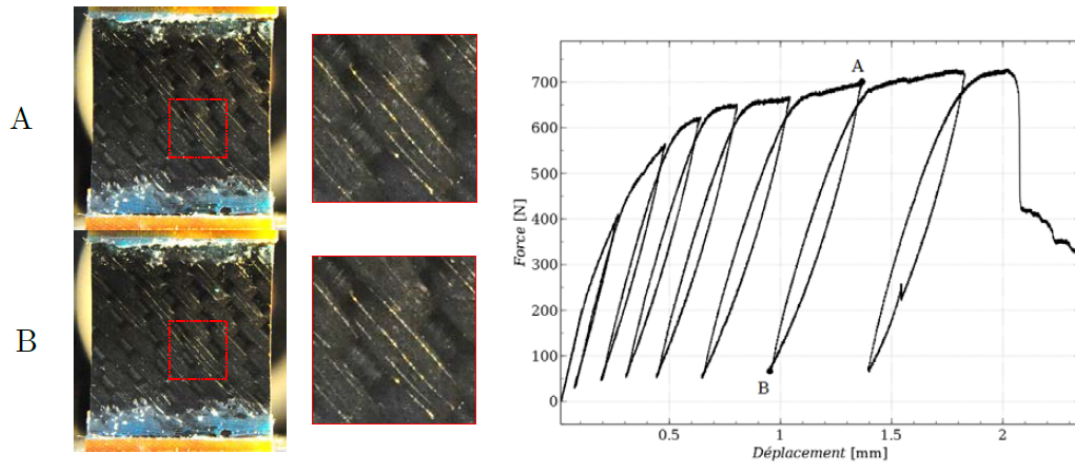


FIGURE 2.10 – Essai de traction cyclé sur un pli de carbone/époxy orienté à $\pm 45^\circ$: courbe force-déplacement et clichés correspondants à une décharge de l'éprouvette.

face sont majoritairement orientés dans la direction perpendiculaire. A partir de deux plis, la position des torons dans l'épaisseur par rapport à la fibre neutre du stratifié va dépendre de l'empilement utilisé et peut engendrer des rigidités de flexion très différentes pour un même drapage. Pour mettre en évidence ce phénomène, une campagne expérimentale d'essais de flexion trois points a ainsi été réalisée sur des stratifiés composés de deux plis de tissu carbone/époxyde. Le montage expérimental est présenté sur la Figure 2.11. La mise en flexion est réalisée à l'aide de trois cylindres de 6 mm de diamètre. Les deux cylindres fixes sont séparés d'une distance de 8 mm. La vitesse de déplacement du cylindre supérieur est contrôlée à 1 mm/min et les éprouvettes utilisées mesurent 60 x 20 x 0.72 mm. Un palpeur permet de suivre le déplacement de la face inférieure pour augmenter la précision de la mesure des modules de flexion avant l'apparition de ruptures.

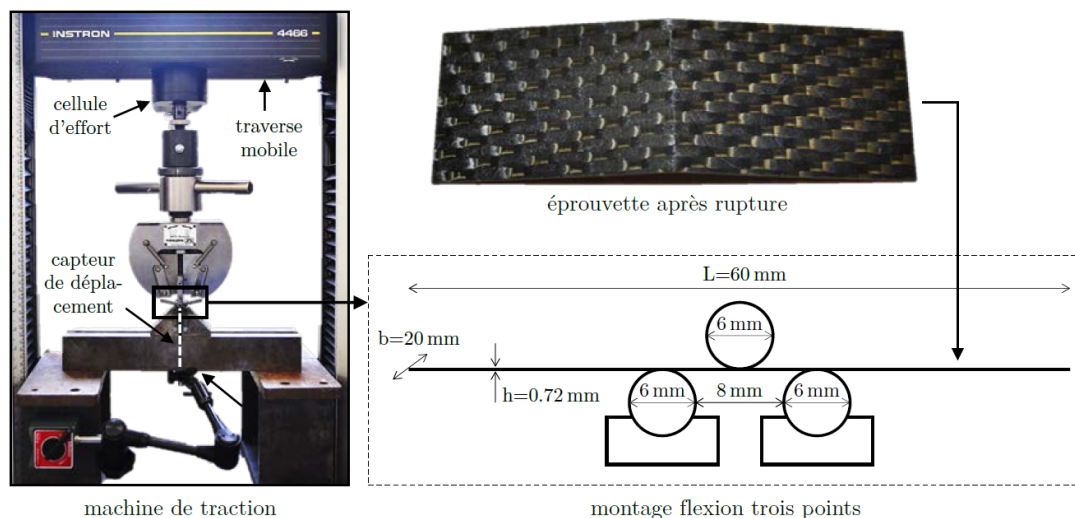


FIGURE 2.11 – Essai de flexion trois points : montage expérimental et dimensions.

Les courbes de la Figure 2.12 représentent la contrainte maximale en fonction de la déformation maximale pour chaque direction des configurations testées. La pente la plus élevée est obtenue pour la configuration symétrique notée (b1) avec les mèches majori-

tairement orientées dans la direction de sollicitation sur les faces extérieures. A l'inverse, une flexion suivant l'autre axe de cette même éprouvette donne la pente la plus faible (éprouvette (b2)). La réponse de la configuration non symétrique est très similaire dans les deux directions. On peut cependant noter une rigidité et une déformation à rupture un peu plus faible pour l'éprouvette (a2) présentant ses mèches de trames dans la direction de sollicitation.

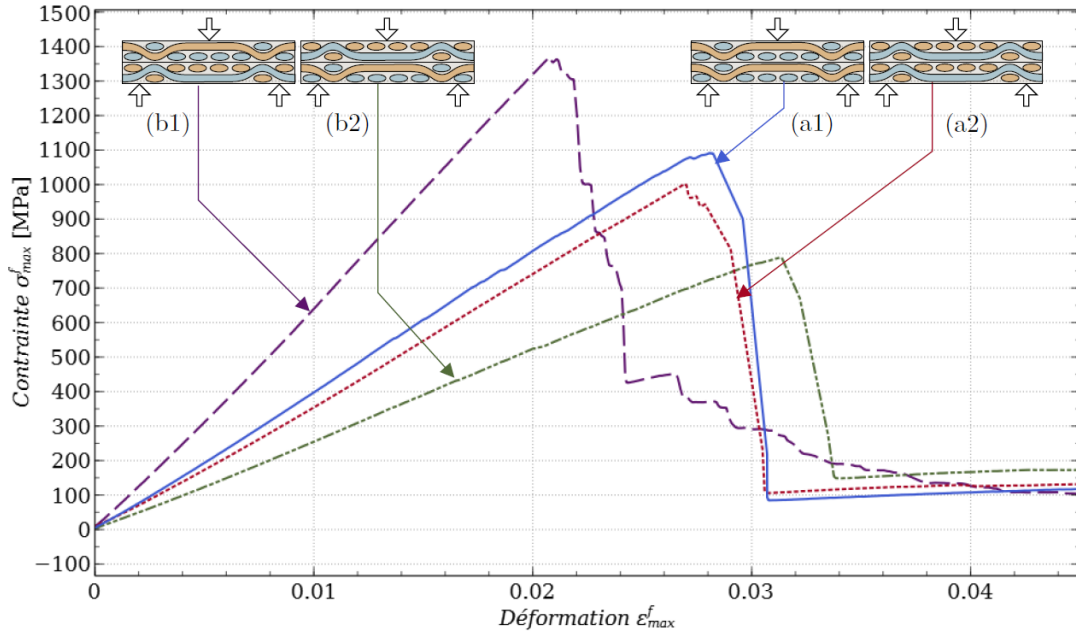


FIGURE 2.12 – Courbes contrainte-déformation de flexion maximales obtenues par un essai de flexion trois points sur différentes stratification de deux plis de tissu carbone/époxyde.

2.2.3 Stratégie de modélisation : approche semi-continue

2.2.3.1 Principe général

Sur la base de l'analyse expérimentale décrite précédemment, une stratégie de modélisation de stratifiés en tissus composites sous chargement d'impact a été développée. Cette approche, dite "semi-continue", a été formulée dans le but de reproduire les mécanismes qui ont été identifiés comme étant des phénomènes physiques clés pour représenter le comportement et la ruine de ces stratifiés lorsqu'ils sont impactés. Les trois principales caractéristiques qui doivent être prises en compte dans le modèle sont :

- l'influence de la forte hétérogénéité des matériaux modélisés sur les mécanismes d'endommagement : la dégradation progressive de la résine laisse apparaître un réseau de mèches non stabilisées qui viennent finalement rompre en traction,
- l'influence du motif de tissage sur le comportement et la dégradation des plis de tissus et des stratifiés tissés,
- le comportement non-linéaire pseudo-plastique en cisaillement plan. Le réalignement des torons ainsi que le blocage dû aux contacts inter-torons doit aussi être représenté pour pouvoir solliciter les plis jusqu'à la rupture.

Ainsi, l'approche semi-continue est développée à l'échelle de la maille élémentaire du tissu composite et repose sur la séparation explicite des renforts et de la matrice. Une illustration de ce principe est donnée sur la Figure 2.13. La maille élémentaire est constituée de quatre éléments 1D barre qui représentent chacun un demi-toron, stabilisés par un élément plaque spécifique qui représente la résine. La variation de la position des éléments 1D dans l'espace permet de représenter l'ondulation des torons liée au tissage. Cinq mailles de base sont nécessaires pour représenter les motifs des satins étudiés. Les noeuds des éléments 1D sont des noeuds virtuels, connectés aux noeuds réels de la plaque par des relations de corps rigide. L'élément "tissu" développé se présente donc sous la forme d'un élément à 4 noeuds, chacun pilotant cinématiquement deux noeuds virtuels.

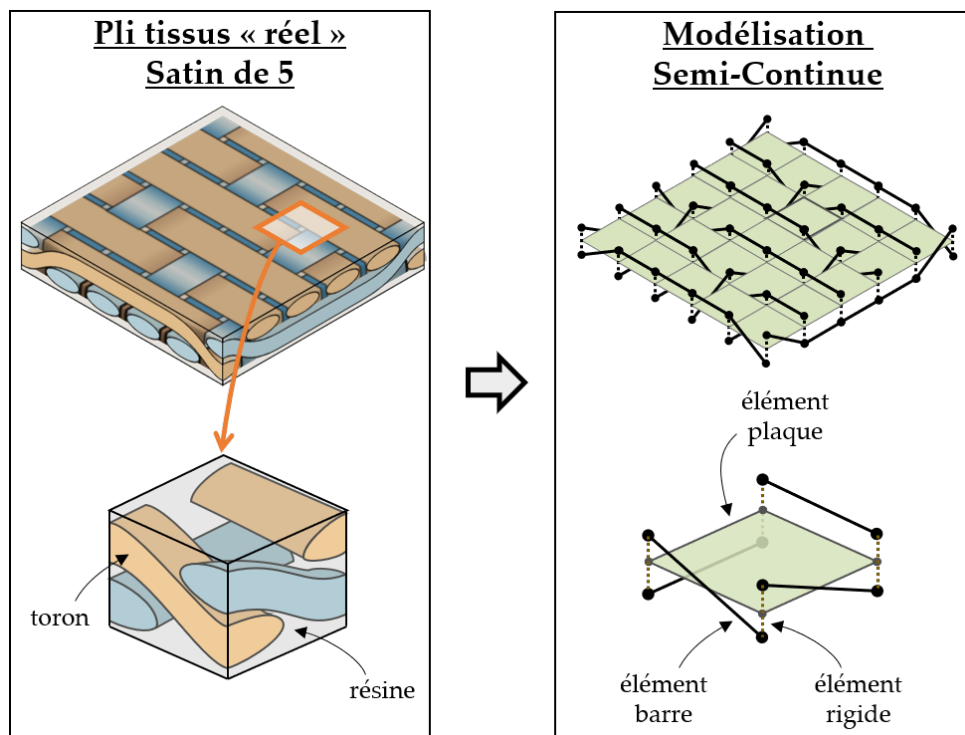


FIGURE 2.13 – Approche semi-continue : principe et échelle de modélisation d'un pli de tissu

Avec ces choix de modélisation il devient ainsi possible de calculer séparément le niveau de contrainte et les endommagements dans les torons et dans la résine, ce qui permet de représenter les étapes décrites plus haut qui pilotent la ruine des plis. De plus, l'influence de l'architecture du tissu peut être prise en compte explicitement en décalant et orientant localement les éléments 1D. Le comportement non linéaire spécifique en cisaillement plan est, quant à lui, introduit dans la formulation de l'élément plaque spécifique détaillée dans la partie suivante.

Enfin, pour pouvoir connecter les plis et ainsi modéliser la peau stratifiée, un élément d'interface spécifique a été implémenté. Cet élément à 8 noeuds est basé sur une formulation classique d'élément cohésif. Son originalité repose sur le fait que contrairement aux interfaces cohésives "classiques", les degrés de liberté de rotation liés à la flexion des éléments "tissus" sont pris en compte dans son comportement. Pour cela ses noeuds sont connectés aux plaques des deux plis à coller : quatre sur le pli supérieur et quatre sur le

pli inférieur. Ceci est fait soit par un collage cinématique dans le cas de plis adjacents d'orientations différentes, soit par équivalence de noeuds dans le cas de plis de même orientation. Ils sont reliés chacun à un noeud virtuel par une relation de corps rigide. Ces noeuds virtuels forment un élément 8 noeuds à épaisseur nulle, situé au niveau de l'interface physique réelle et dans lequel est implémenté une loi cohésive classique, détaillée dans la suite de cette partie. Une illustration du principe est donné sur la Figure 2.14.

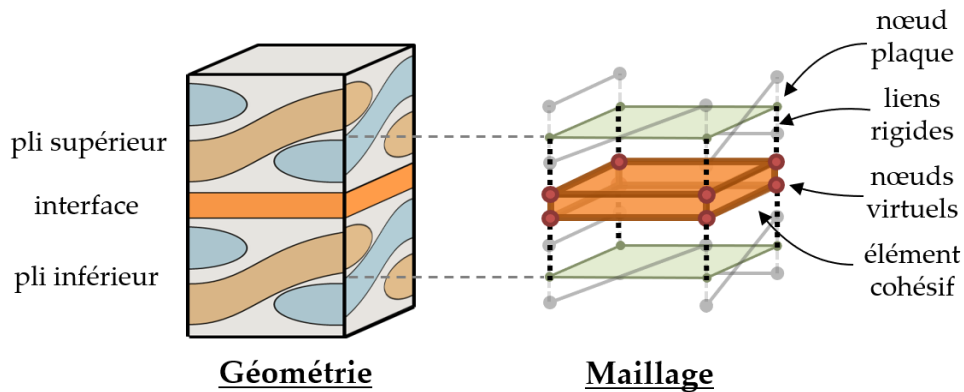


FIGURE 2.14 – Approche semi-continue : principe de modélisation de l'interface cohésive

2.2.3.2 Formulation du pli de tissu

Un schéma synthétisant les ingrédients numériques et les variables considérées dans la formulation du pli de tissu développée est donné sur la Figure 2.15.

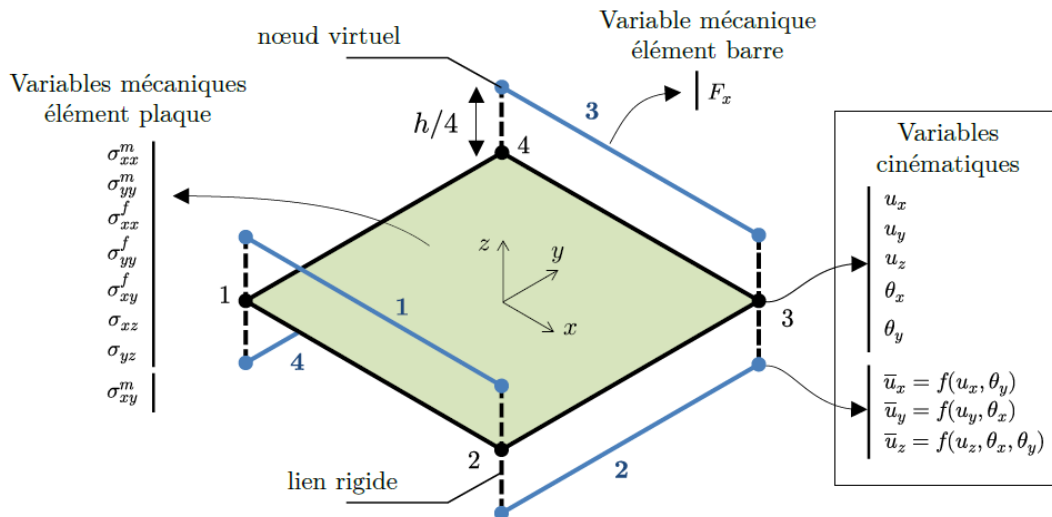


FIGURE 2.15 – Schéma synthétique de la formulation du pli de tissu.

Élément plaque "résine"

L'élément de plaque implémenté possède quatre noeuds et quatre points d'intégration pour éviter les modes de déformation à énergie nulle.

Il repose sur la théorie de Reissner-Mindlin qui permet de prendre en compte le cisaillement hors-plan. Il est formulé sous la forme Q4 γ décrite par Batoz et Dhatt [11] avec traitement spécifique pour éviter le verrouillage en cisaillement hors-plan.

Un repère co-rotationnel ($O, \mathbf{a}_1, \mathbf{a}_2, \mathbf{a}_3$) capable de suivre les grandes déformations de l'élément est construit en son centre à partir des vecteurs de base du repère naturel de l'élément (\mathbf{e}_ξ et \mathbf{e}_η). L'élément fini de référence ainsi que le repère co-rotationnel sont illustrés sur la Figure 2.16.

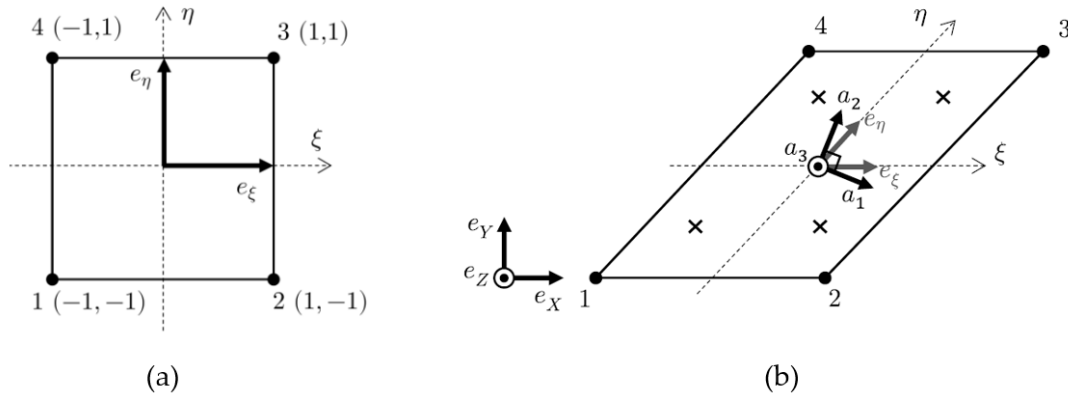


FIGURE 2.16 – (a) Élément de référence et (b) repère co-rotationnel de l'élément plaque développé

La construction du repère co-rotationnel est obtenu de la manière suivante :

$$\begin{cases} \mathbf{t}_3(\xi, \eta) = \frac{\mathbf{e}_\xi}{\|\mathbf{e}_\xi\|} \wedge \frac{\mathbf{e}_\eta}{\|\mathbf{e}_\eta\|} \\ \mathbf{t}_1(\xi, \eta) = \frac{\mathbf{e}_\xi}{\|\mathbf{e}_\xi\|} + \frac{\mathbf{e}_\eta}{\|\mathbf{e}_\eta\|} \\ \mathbf{t}_2(\xi, \eta) = \mathbf{t}_3(\xi, \eta) \wedge \mathbf{t}_1(\xi, \eta) \end{cases} \quad \text{puis} \quad \begin{cases} \mathbf{a}_1(\xi, \eta) = \frac{\mathbf{t}_1 - \mathbf{t}_2}{\|\mathbf{t}_1 - \mathbf{t}_2\|} \\ \mathbf{a}_2(\xi, \eta) = \frac{\mathbf{t}_1 + \mathbf{t}_2}{\|\mathbf{t}_1 + \mathbf{t}_2\|} \\ \mathbf{a}_3(\xi, \eta) = \mathbf{t}_3 \end{cases} \quad (2.1)$$

Cet élément compte cinq degrés de liberté par noeud : trois translations (u_x, u_y et u_z) et deux rotations autour des axes du plan de l'élément (θ_x et θ_y). Les déformations en chaque point de l'élément plaque sont la somme de trois contributions : les déformation de membrane $\boldsymbol{\varepsilon}_m$, de flexion $\boldsymbol{\varepsilon}_f$ et de cisaillement hors-plan $\boldsymbol{\varepsilon}_c$. Elles s'expriment en fonction des dérivées des degrés de liberté :

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}^m &= \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^m \\ \varepsilon_{yy}^m \\ \gamma_{xy}^m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} u_{x,x} \\ u_{y,y} \\ u_{x,y} + u_{y,x} \end{Bmatrix} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^f &= \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^f \\ \varepsilon_{yy}^f \\ \gamma_{xy}^f \end{Bmatrix} = z \begin{Bmatrix} \theta_{y,x} \\ -\theta_{y,x} \\ \theta_{y,y} - \theta_{x,x} \end{Bmatrix} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^c &= \begin{Bmatrix} \gamma_{xz}^c \\ \gamma_{yz}^c \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} u_{z,x} + \theta_y \\ u_{z,y} - \theta_x \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Les contraintes associées $\boldsymbol{\sigma}_m$, $\boldsymbol{\sigma}_f$ et $\boldsymbol{\sigma}_c$ sont ensuite calculées grâce aux lois de comportement :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx}^{m,f} \\ \sigma_{yy}^{m,f} \\ \tau_{xy}^{m,f} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_x^{m,f}}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} & \frac{\nu_{yx}E_x^{m,f}}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} & 0 \\ \frac{\nu_{xy}E_y^{m,f}}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} & \frac{E_x^{m,f}}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{m,f} \\ \varepsilon_{yy}^{m,f} \\ \gamma_{xy}^{m,f} \end{Bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{Bmatrix} \tau_{xz}^c \\ \tau_{yz}^c \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{xz} & 0 \\ 0 & G_{yz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{xz}^c \\ \gamma_{yz}^c \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

Où $E_x^{m,f}$, $E_y^{m,f}$, G_{xy} , G_{xz} , G_{yz} sont les modules élastiques et ν_{xy} , ν_{yx} sont les coefficient de Poisson qui représentent la contribution de la résine.

Pour pouvoir représenter les fissures observées lors des essais, une loi d'endommagement orthotrope est introduite. Deux variable d'endommagement, d_x et d_y , sont utilisées pour dégrader les propriétés du pli relativement à leur valeur initiale ($E_0^{m,f}$, ν , G_{iz0}) :

$$\begin{cases} E_i^{m,f} = E_0^{m,f}(1 - d_i) & (i = x, y) \\ \nu_{xy} = \nu(1 - d_x) \\ \nu_{yx} = \nu(1 - d_y) \\ G_{iz} = G_{iz0}(1 - d_i) & (i = x, y) \end{cases} \quad (2.5)$$

Ces deux variables représentent l'effet homogénéisé des microfissurations de résine selon les directions x et y du tissu. Leur évolution est formulée de manière classique :

$$d_i = \min \left\{ \frac{\langle \sqrt{Y_i} - \sqrt{Y_0} \rangle_{\geq 0}}{\sqrt{Y_c} - \sqrt{Y_0}}; d_{max} \right\} \quad (i = x, y) \quad (2.6)$$

Ou Y_x et Y_y sont des taux de restitution d'énergie calculés par la formule de l'Equation 2.7 à partir des déformations de traction. Y_0 est un seuil d'initiation de l'endommagement et Y_c pilote la vitesse d'évolution de l'endommagement. Le paramètre d_{max} correspond à l'état pour lequel l'endommagement est maximal. Il vaut en théorie 1, mais il est pris en pratique très proche de 1 pour éviter l'apparition d'instabilités numériques.

$$Y_i = \sup_{\text{temps}} \left(\frac{E_0^{m,f}}{2(1 - \nu^2)} \langle \varepsilon_{ii}^m + \varepsilon_{ii,max}^f \rangle_{\geq 0}^2 \right) \quad (i = x, y) \quad \text{avec} \quad \varepsilon_{ii,max}^f = \max_{z \pm \frac{h}{2}} (\varepsilon_{ii}^f(z)) \quad (2.7)$$

Pour éviter des modes de déformations parasites qui peuvent apparaitre quand l'endommagement n'est pas le même aux différents points de Gauss, chaque variable d'endommagement est calculée à partir des contraintes moyennées sur tous les points d'intégration et vient dégrader uniformément les modules concernés.

Pour prendre en compte le comportement non linéaire du tissu observé lors d'une sollicitation à $\pm 45^\circ$, un comportement élasto-pseudo-plastique a été implémenté. Les déformations de cisaillement plan sont partitionnées en une composante réversible (élastique) et une composante irréversible (plastique) : $\gamma_{xy} = \gamma_{xy}^e + \gamma_{xy}^p$. Les contraintes sont ensuite calculées par la relation suivante :

$$\tau_{xy} = G_{xy}(\gamma_{xy} - \gamma_{xy}^p) = (1 - d_{xy})G_{xy}^0(\gamma_{xy} - \gamma_{xy}^p) \quad (2.8)$$

où

$$\begin{cases} d_{xy} = 0 & \text{si } \gamma_{xy}^p < \gamma_{xy,max}^p \\ d_{xy} = d_x = d_y = d_{max} & \text{si } \gamma_{xy}^p \geq \gamma_{xy,max}^p \end{cases} \quad (2.9)$$

avec $\gamma_{xy,max}^p$ une valeur de déformation plastique de cisaillement limite qui conduit à la dégradation intégrale de la résine si elle est atteinte. L'évolution de la déformation plastique de cisaillement est calculée à l'aide d'un schéma de retour radial à partir du critère de plasticité :

$$f = |\tau_{xy}| - K_p p^\beta - \tau_0 \quad (2.10)$$

dans lequel K_p est le module d'érouissage isotrope, β un paramètre permettant de représenter la non linéarité de la réponse contrainte / déformation en régime d'écoulement, τ_0 un seuil d'écoulement et p la déformation plastique cumulée.

Pour palier au problème de blocage en membrane, les variables de cisaillement plan sont intégrées sur un seul point d'intégration.

Élément barre "toron"

Pour construire le réseau de barres décalé du plan de l'élément plaque, huit nœuds virtuels sont créés à partir des nœuds de la plaque par une translation de $\pm \frac{h}{4}$ dans la direction normale à l'élément (Figure 2.15). Chaque nœud virtuel créé est lié à son nœud réel correspondant par un lien rigide. Ainsi, les rotations des nœuds de la plaque induisent la translation des nœuds virtuels et les efforts aux nœuds virtuels induisent des moments aux nœuds de la plaque. Enfin, les quatre éléments barres sont créés à partir des quatre paires de nœuds virtuels. La connectivité des barres est choisie en fonction de la propriété de l'élément utilisateur c'est-à-dire en fonction de sa position dans le motif de tissage (Figure 2.13).

La loi de comportement choisie est une loi élastique linéaire avec une rupture fragile en traction et en compression :

$$\begin{cases} F_{barre} = E_{barre} S \varepsilon_{barre} & \text{si } \varepsilon_{max}^{comp} < \varepsilon_{barre} < \varepsilon_{max}^{trac} \\ F_{barre} = 0 & \text{si } \varepsilon_{barre} \geq \varepsilon_{max}^{trac} \text{ ou } \varepsilon_{barre} \leq \varepsilon_{max}^{comp} \end{cases} \quad (2.11)$$

E_{barre} est le module élastique des barres pris égal au module de la fibre, F_{barre} est l'effort interne à la barre, ε_{barre} sa déformation, ε_{max}^{trac} sa déformation à rupture en traction, ε_{max}^{comp} sa déformation à rupture en compression et S sa section.

En ce qui concerne la rupture, afin d'éviter de libérer toute l'énergie accumulée par la barre en un seul cycle ce qui peut provoquer des instabilités, l'effort dans la barre est atténué progressivement sur une cinquantaine de cycles.

La section S est calculée à l'aide de la fraction volumique de fibres V_f donnée par le fournisseur du tissu et des volumes de fibres Ω_f et de résine Ω_r occupés respectivement par les éléments barres et l'élément plaque. La Figure 2.17 illustre la géométrie modélisée d'une maille élémentaire du tissu avec la représentation des volumes occupés par les éléments.

Ainsi, en se basant sur la définition de la fraction volumique de fibre, on obtient :

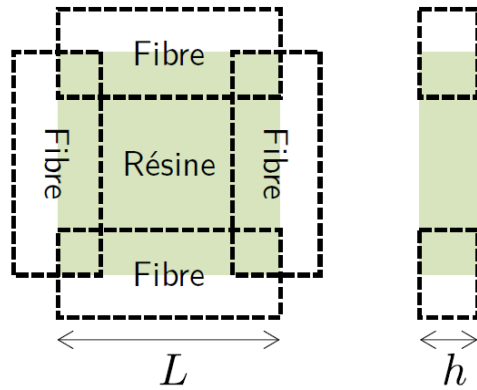


FIGURE 2.17 – Géométrie modélisée d'une maille élémentaire du tissu.

$$V_f = \frac{\Omega_f}{\Omega_f + \Omega_r} = \frac{2LS}{2LS + hL^2} \Leftrightarrow S = \frac{hLV_f}{2(1 - V_f)} \quad (2.12)$$

2.2.3.3 Formulation de l'interface cohésive

Comme illustré sur la Figure 2.14, l'élément cohésif est programmé entre huit noeuds virtuels. La formulation de cet élément est basée sur le modèle de mode mixte proposé par Camanho et al. [14].

On définit la surface médiane de l'élément cohésif virtuel comme la surface à mi-distance entre la surface formée par les noeuds virtuels inférieurs et celle formée par les noeuds virtuels supérieurs. Toutes les grandeurs mécaniques sont calculées puis intégrées sur la surface médiane. Il convient alors de créer un repère local attaché à cette surface qui permet de suivre ses potentielles déformations. Ce repère est construit de la même manière que celui de l'élément plaque modélisant la résine (Figure 2.18).

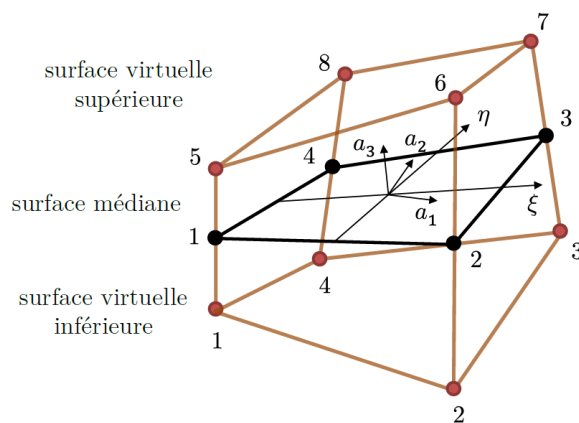


FIGURE 2.18 – Élément d'interface virtuel déformé et son repère local.

L'épaisseur de l'élément étant considérée comme nulle, les contraintes sont calculées à partir des sauts de déplacement. Ils quantifient la différence de déplacement suivant les trois directions du repère local entre la face formée par les noeuds virtuels inférieurs et celle formée par les noeuds virtuels supérieurs. Comme illustré sur la Figure 2.19, δu_x

et δu_y sont les sauts de déplacements plans, associés au mode II de la mécanique de la rupture. δu_x est le saut de déplacement hors plan, associé au mode I de la mécanique de la rupture.

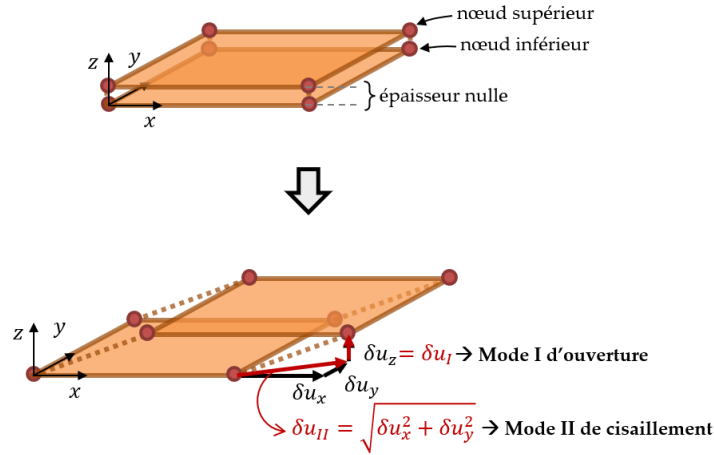


FIGURE 2.19 – Formulation en saut de déplacement de l'élément cohésif utilisé pour l'interface.

Les contraintes sont calculées en quatre points d'intégration selon la loi de comportement :

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{Bmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \sigma_{zz} \end{Bmatrix} = (1 - d_{int})K_0 \begin{Bmatrix} \delta u_x \\ \delta u_y \\ \langle \delta u_z \rangle_{\geq 0} \end{Bmatrix} + K_0 \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \langle \delta u_z \rangle_{< 0} \end{Bmatrix} \quad (2.13)$$

avec K_0 la rigidité linéique d'interface initiale pénalisée égale à $\frac{E_0}{h_i}$, E_0 étant le module de résine et h_i une épaisseur d'interface fictive prise égale à un dixième de l'épaisseur moyenne d'un pli. d_{int} est une variable d'endommagement qui assure la dégradation de l'élément c'est-à-dire le délaminage (uniquement en traction pour le mode I).

Elle est calculée à partir du saut de déplacement relatif $\delta u = \sqrt{\langle \delta u_I \rangle_{\geq 0}^2 + \delta u_{II}^2}$ (avec δu_I et δu_{II} définis dans la Figure 2.19), du saut de déplacement d'initiation du dommage en mode mixte δu^0 et du saut de déplacement à rupture en mode mixte δu^r :

$$d_{int} = \sup_{\text{temps}} \left(\frac{\delta u^r (\delta u - \delta u^0)}{\delta u (\delta u^r - \delta u^0)} \right) \quad \text{si } \delta u > \delta u^0 \quad (2.14)$$

Les lois de comportement en modes I et II sont bilinéaires. Les relations contraintes-sauts de déplacements sont illustrées dans la Figure 2.20.

δu_I^0 et δu_{II}^0 sont les sauts de déplacement initiant l'endommagement de l'interface, G_{Ic} et G_{IIc} sont les taux de restitution d'énergie critique amenant la ruine de l'interface, le tout, en modes I et II. En cas de mode mixte (modes I et II combinés), le saut de déplacement d'initiation de l'endommagement δu^0 est calculé par la relation suivante :

$$\delta u^0 = \delta u_I^0 \delta u_{II}^0 \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{(\delta u_{II}^0)^2 + (\beta \delta u_I^0)^2}} \quad \text{si } \delta u_I > 0 \quad ; \quad \delta u^0 = \delta u_{II}^0 \quad \text{sinon} \quad (2.15)$$

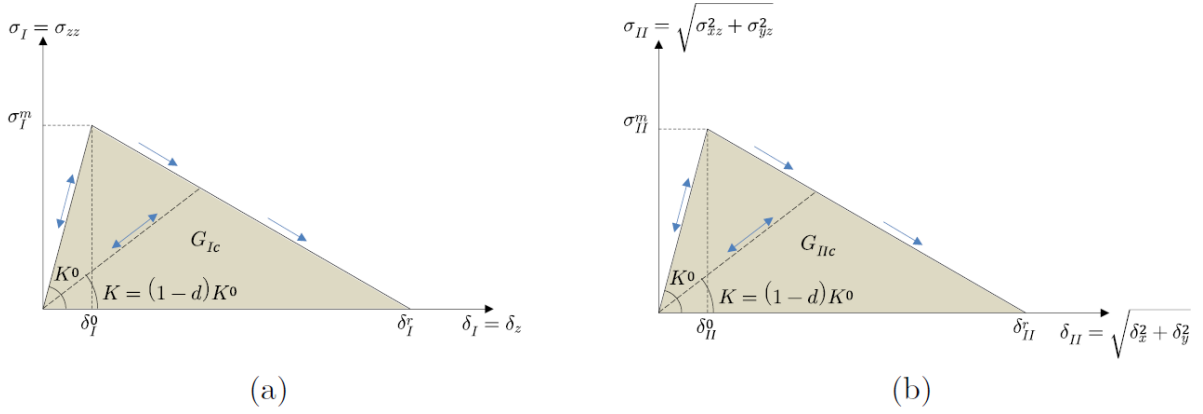


FIGURE 2.20 – Loï de comportement de l'élément cohésif formulé en contrainte-saut de déplacement. (a) En mode I. (b) En mode II.

où

$$\beta = \left\langle \frac{\delta u_{II}}{\delta u_I} \right\rangle_{>0} \quad \text{si } \delta u_I > 0 \quad (2.16)$$

est le rapport de mixité des modes.

Enfin le saut de déplacement à rupture en mode mixte δu^r est évalué avec la relation

$$\delta u^r = \frac{2(1 + \beta^2)}{K_0 \delta u^0} \left(\frac{1}{G_{Ic}} + \frac{\beta^2}{G_{IIc}} \right)^{-1} \quad \text{si } \delta u_I > 0 \quad ; \quad \delta u^r = \frac{2G_{IIc}}{K_0 \delta u^0} \quad \text{sinon} \quad (2.17)$$

Couplage des dommages interlaminaires et intralaminaires

Dans la stratégie décrite ici, l'interface développée vient lier deux éléments 2D représentatifs du tissu composite. Ainsi, pour prendre en compte une interaction entre les fissurations intralaminaires dans le pli tissé et le délaminage, un simple couplage entre l'endommagement de la plaque inférieure et l'endommagement de l'élément d'interface a été introduit comme suit :

$$d_{int} = \max \{d_{int}, d_x, d_y\} \quad (2.18)$$

2.2.3.4 Identification des paramètres

La mise en place de la stratégie de modélisation proposée sur des cas d'applications concrets d'impact sur structures composites passe par l'identification d'un certain nombre de paramètres matériaux.

Pour la modélisation du pli de tissu, 12 paramètres doivent être identifiés :

- 4 paramètres pour la partie élastique : $E_0^{m,f}$, ν , G^0 et E_{barre} ,
- 4 paramètres pour la pseudo-plasticité en cisaillement plan : K_p , β , τ_0 et $\gamma_{xy,max}^p$,
- 4 paramètres pour la rupture et l'endommagement : ε_{max}^{trac} , ε_{max}^{comp} , Y_0 et Y_c .

Les valeurs de ces paramètres sont trouvés par identification inverse sur trois essais dynamiques simples : une traction dynamique sur un pli orienté à $0^\circ/90^\circ$, une traction dynamique sur un pli orienté à $\pm 45^\circ$ et un essai d'impact au poids tombant sur un seul pli. Des exemples de courbes expérimental-numérique pour l'identification d'un pli de tissu carbone sont donnés sur la Figure 2.21.

Pour réaliser les essais de traction dynamique, un dispositif spécifique a été développé. Ce moyen se place directement sous le poids tombant et permet de convertir le mouvement du poids tombant en une sollicitation de traction grâce à un système de double cadre : un cadre mobile sur lequel est fixée le bas de l'éprouvette à tester coulisse le long d'un cadre fixe qui tient le haut de l'éprouvette. Une vue de ce moyen est donnée sur la Figure 2.22.

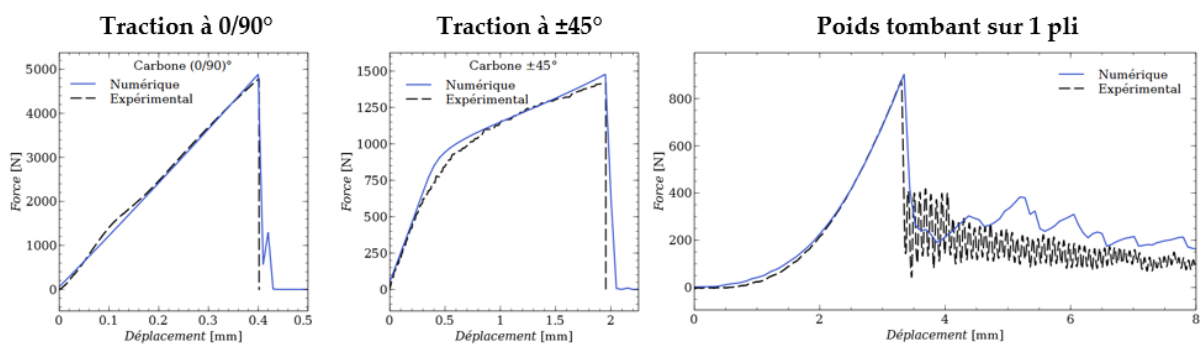


FIGURE 2.21 – Exemples de courbes expérimental-numérique obtenues lors de l'identification inverse pour un pli de carbone/époxy.

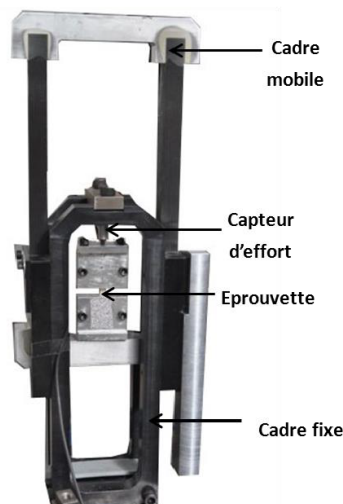


FIGURE 2.22 – Moyen d'essai développé pour réaliser des essais de traction dynamique

De la même manière, pour la modélisation de l'interface, 5 paramètres doivent être identifiés :

- 1 paramètre élastique K_0 ,
- 4 paramètres pour l'endommagement : δu_I^0 , δu_{II}^0 , G_{Ic} et G_{IIc}

Comme expliqué précédemment, la valeur de K_0 est obtenue à partir du module de la résine E_0 . Les valeurs des paramètres gérant l'initiation et la propagation des délaminages en mode I et II sont obtenus par identification inverse d'essais DCB et ENF. Deux exemples de courbes expérimental-numérique sont donnés sur la Figure 2.23.

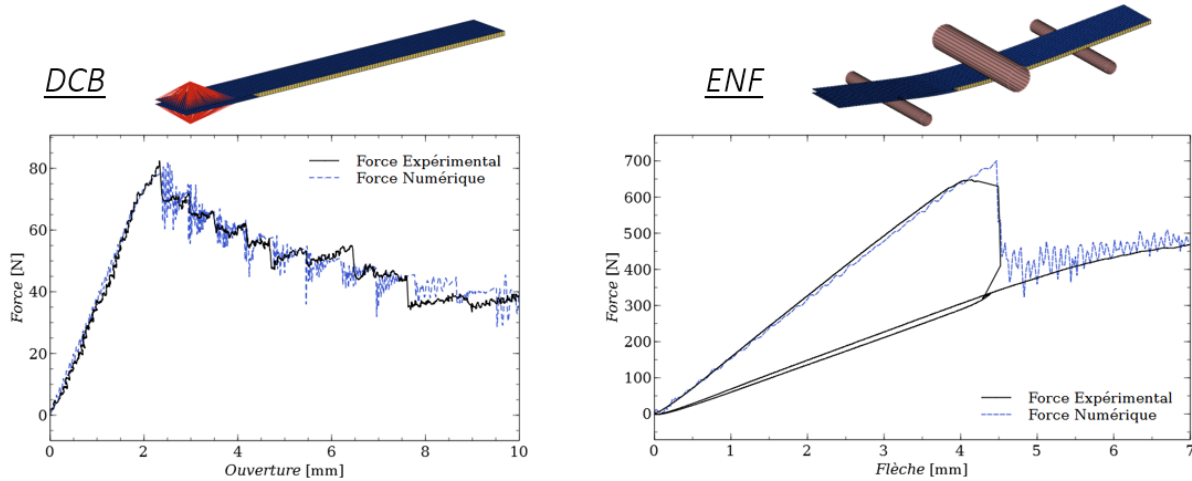


FIGURE 2.23 – Exemples de courbes expérimental-numérique obtenues lors de l'identification de l'interface à partir d'essais DCB et ENF.

2.2.4 Application : Impact sur structures sandwichs raidies

La stratégie semi-continue développée pour les peaux minces de 2 ou 3 plis en tissu composite qui vient d'être décrite a été validée sur de nombreux essais d'impact au poids tombant (pli seul, deux plis, peau stabilisée par de la mousse) et d'impact au canon (impact oblique sur structures sandwich). Les résultats détaillés de tous ces calculs et leur comparaison avec les essais correspondant est disponible en détail dans les références [45–49 ; 51–54]. Dans ce document, j'ai choisi de me concentrer sur un cas d'étude portant sur un impact oblique sur structure sandwich raidie représentative d'une section de pale d'hélicoptère.

Cette étude porte sur les effets de l'orientation de la nervure interne sur la tenue à l'impact de la pale. Deux architectures sont testées (Figure 2.24.a) : une architecture avec une nervure orientée "vers l'avant", notée NERV AV, et une architecture avec une nervure orientée "vers l'arrière", notée NERV AR. Les éprouvettes sandwichs mesurent 200 x 350 x 22 mm (sens impact, travers et épaisseur). Leurs peaux sont constituées d'un pli extérieur de tissu verre/époxy orienté à $(0/90)^\circ$ et de deux plis de tissus carbone/époxy orientés à $\pm 45^\circ$ et $(0/90)^\circ$. L'âme de 20 mm d'épaisseur est réalisée en mousse polyuréthane PU65. La nervure est constituée de deux plis de tissus carbone/époxy. Sa géométrie et son drapage sont donnés sur la Figure 2.24.b.

Le projectile est une bille d'acier de 19 mm de diamètre et de masse 28 g lancée avec un angle d'incidence de 15° par rapport à la surface du sandwich aux vitesses de 70, 90 et 110 m/s. Le point d'impact se situe 60 mm en amont de la paroi verticale de la nervure qui est placée au centre de l'éprouvette dans les deux configurations. Les conditions d'appui sont les mêmes que celles décrites sur la Figure 2.4. Après essai, les éprouvettes

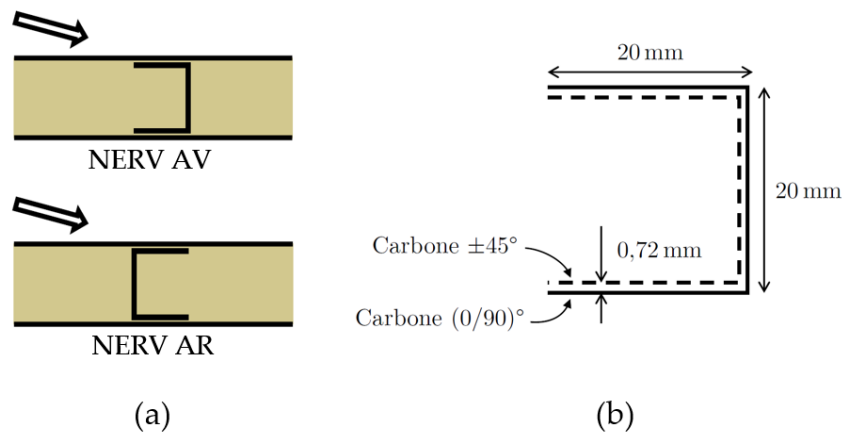


FIGURE 2.24 – Impact oblique sur structures raidies : (a) configurations étudiées - (b) géométrie et drapage de la nervure.

sont découpées à la scie diamantée dans le plan de l'impact pour observer les dommages.

Contrairement aux essais au poids tombant, le dispositif d'essai d'impact au canon à gaz ne permet pas d'embarquer un capteur d'effort dans le projectile. Pour pallier à ce problème et obtenir le maximum d'informations lors de l'essai, une méthode de corrélation d'image spécifique, basée sur le suivi des mouvements de corps rigide et développée au laboratoire a été utilisée [55]. Formulée sur une approche physique, cette méthode est suffisamment précise pour remonter, par dérivations successives, à la vitesse et à l'accélération de l'impacteur et permet, par conséquent, de mesurer l'effort d'impact.

Le scénario de ruine est établi à partir de l'étude des états post-impacts obtenus pour les différentes vitesses. Un exemple est donné dans la Figure 2.25 pour la configuration NERV AV.

En vue de dessus, à 70 m/s, la peau supérieure présente un endommagement de résine sur une trentaine de millimètres de longueur. À 90 m/s l'endommagement de la résine de la peau supérieure est plus prononcé et s'accompagne de ruptures de fibres qui forment des fissures. Ces dernières restent toutefois confinées à la zone située avant l'âme de la nervure tandis qu'à 110 m/s, à la limite de la perforation, les ruptures de fibres franchissent le raidisseur et présentent de nombreuses bifurcations sur une longue distance. En vue de côté, à 70 m/s, un décollement entre la peau supérieure et la semelle du raidisseur est constaté. La mousse située sous la semelle est écrasée alors qu'elle est préservée derrière la nervure. À 90 m/s le décollement entre raidisseur et peau est complet. Il s'accompagne de délaminages au sein de la peau et du raidisseur et d'un écrasement de l'angle droit supérieur de la nervure. La bille, qui rebondit peu après avoir dépassé la nervure, dégrade la mousse située derrière la nervure. Enfin à 110 m/s, la semelle et l'âme de la nervure sont très fortement dégradées et ne protègent plus ni la peau supérieure ni la mousse du passage de la bille qui laboure le sandwich avant de rebondir.

Ces essais sont modélisés avec l'approche semi-continue. Des détails du modèle sont donnés dans la Figure 2.26. L'impacteur est un solide indéformable en contact avec l'éprouvette. La mousse est ici représentée par des éléments solides à 8 noeuds de 1,4 mm de

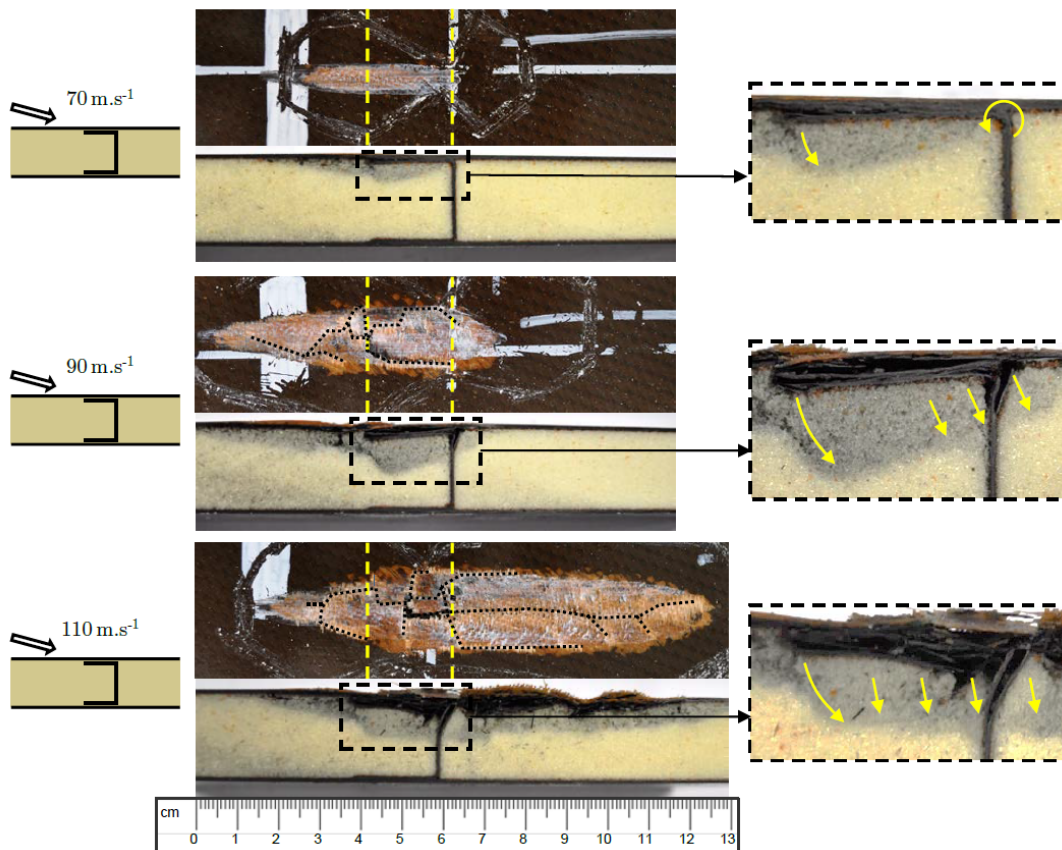


FIGURE 2.25 – Évolution du faciès de rupture et des coupes transversales pour la configuration NERV AV pour trois vitesses d'impact croissantes : 70, 90 et 110 m/s.

longueur d'arête associés à la loi de comportement FOAM-PLAS de Radioss combinée à une loi de rupture développée dans la thèse de Julien Aubry [10].

La Figure 2.27 présente une comparaison des états post-impact de l'éprouvette obtenus en essai et par simulation numérique dans le cas d'un impact à 90 m/s. On constate que la fissuration du pli de verre est fidèlement représentée, aussi bien en terme de chemin de fissure : avec multiples bifurcations, qu'en terme de longueur (écart < 20 %). L'endommagement de la résine est de forme et de surface similaires à celles relevées en essai avec la marque du rebond de la bille nettement visible après l'âme de la nervure (seconde ligne pointillée jaune verticale). La vue en coupe met en évidence l'aptitude du modèle à prédire des niveaux d'écrasement de mousse satisfaisants. Les délaminages au sein de la peau supérieure et de la nervure, ainsi que le décollement peau-nervure sont également bien représentés.

Les courbes de réponse de l'effort normal et de l'effort tangentiel en fonction du temps sont présentées sur la Figure 2.28. Le scénario de ruine, établi sur la base des vues en coupe transverse, est associé au points A à F. La bille arrive à proximité de la nervure au point A, ce qui se manifeste par un second pic d'effort normal observable à $t=0,5$ ms. À ce stade les premières fissurations et endommagements de la peau supérieure ont déjà eu lieu lors du contact initial de la bille sur le sandwich (premier pic d'effort normal à $t=0,2$ ms). L'augmentation de la raideur associée conduit à un accroissement de l'effort tangentiel qui est particulièrement marqué en B, quand le projectile arrive sur le bord de la semelle.

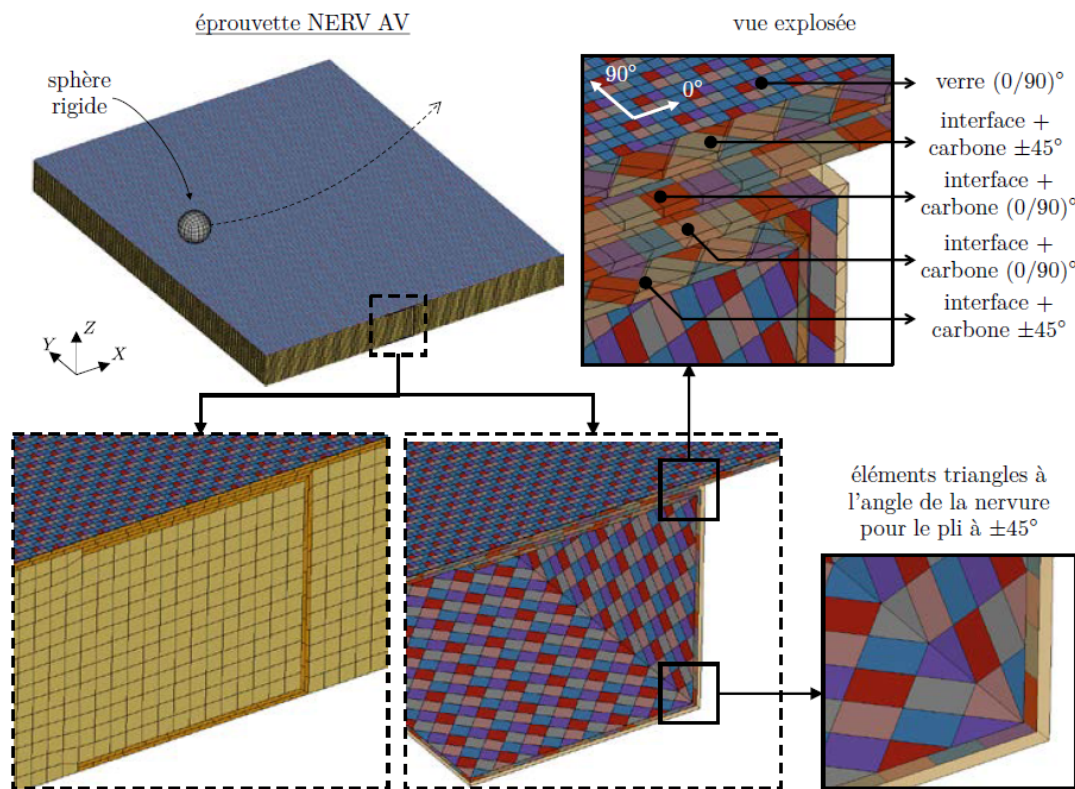


FIGURE 2.26 – Modèle éléments finis d’impact oblique sur structure sandwich renforcée avec une nervure.

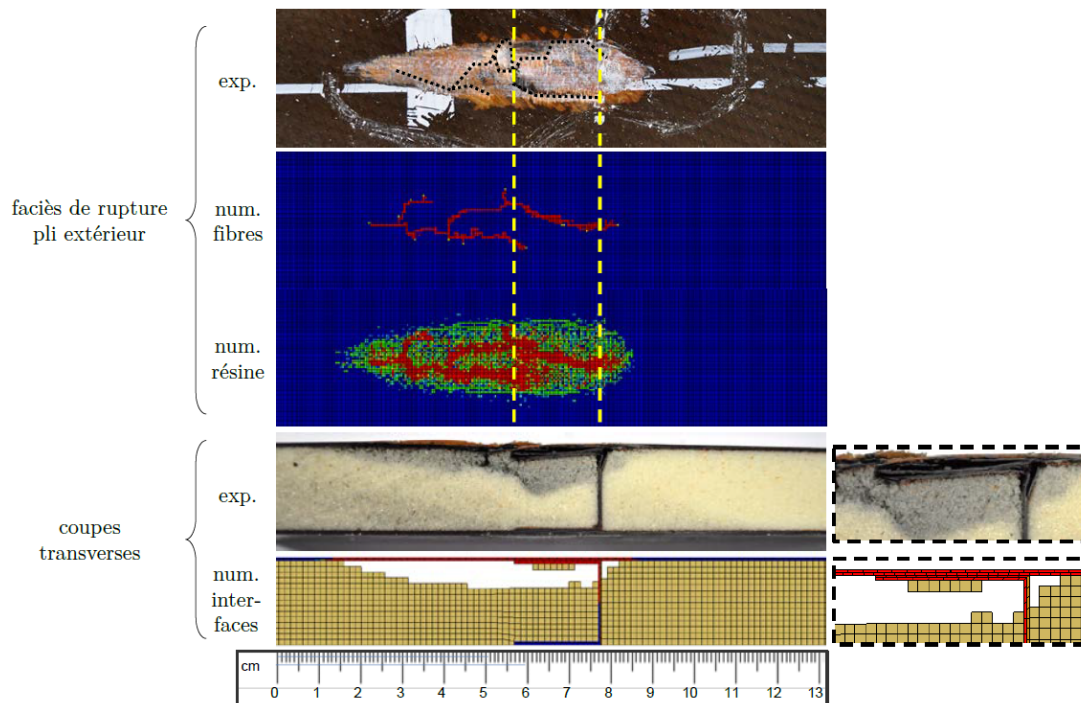


FIGURE 2.27 – Comparaison expérimental/numérique des faciès de rupture et coupes transversales obtenus pour la configuration NERV AV.

Au point C, troisième pic d'effort normal, l'âme de la semelle est également en flexion. La chute d'effort normal constatée entre les points C et D est directement imputable à l'effondrement de la nervure : semelle et coin supérieur semelle-âme. En E le coin de la nervure est totalement écrasé par le passage de l'impacteur et en F la bille rebondit, la zone située derrière la nervure restant relativement préservée.

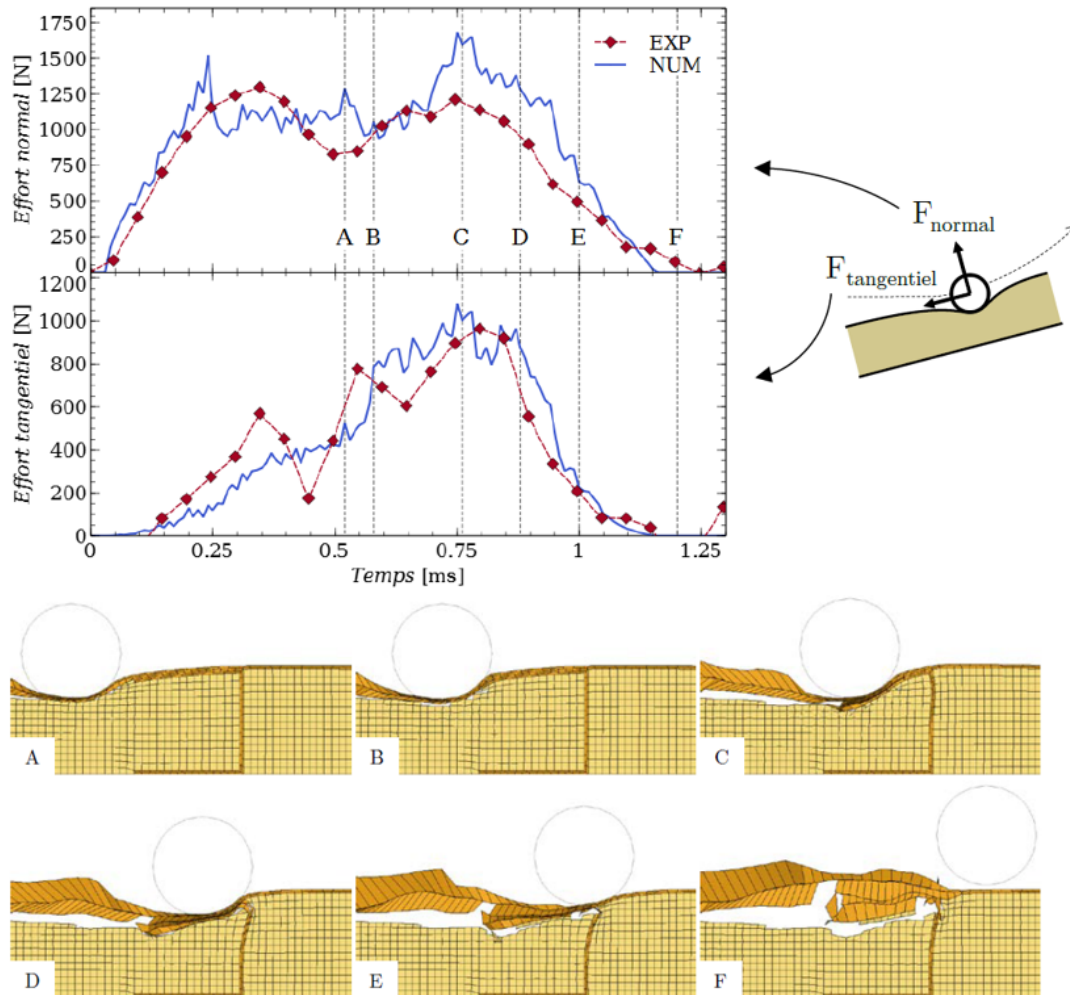


FIGURE 2.28 – Comparaison expérimental/numérique des efforts normal et tangentiel pour la configuration NERV AV.

Une analyse similaire est proposée pour le sandwich en configuration NERV AR. Les résultats sont présentés sur la Figure 2.29 et la Figure 2.30.

Les résultats du modèle sont à nouveau globalement en accord avec les observations expérimentales. La différence la plus notable porte sur le rebond de la bille qui intervient plus tard dans le modèle qu'en essai. Cela est visible dans la zone E-F de la courbe de l'effort normal en fonction du temps où l'effort prédit par le modèle tarde à décroître.

Malgré ces différences, les résultats du modèle restent satisfaisants et permettent de dresser un scénario de ruine plus détaillé qu'avec la seule analyse des essais. Un point particulièrement intéressant est que ce scénario diffère fortement de celui constaté en configuration NERV AV. Ici, contrairement au cas précédent, le projectile arrive directement sur l'âme de la nervure. Il n'y a pas de mise en flexion préalable de la semelle qui se

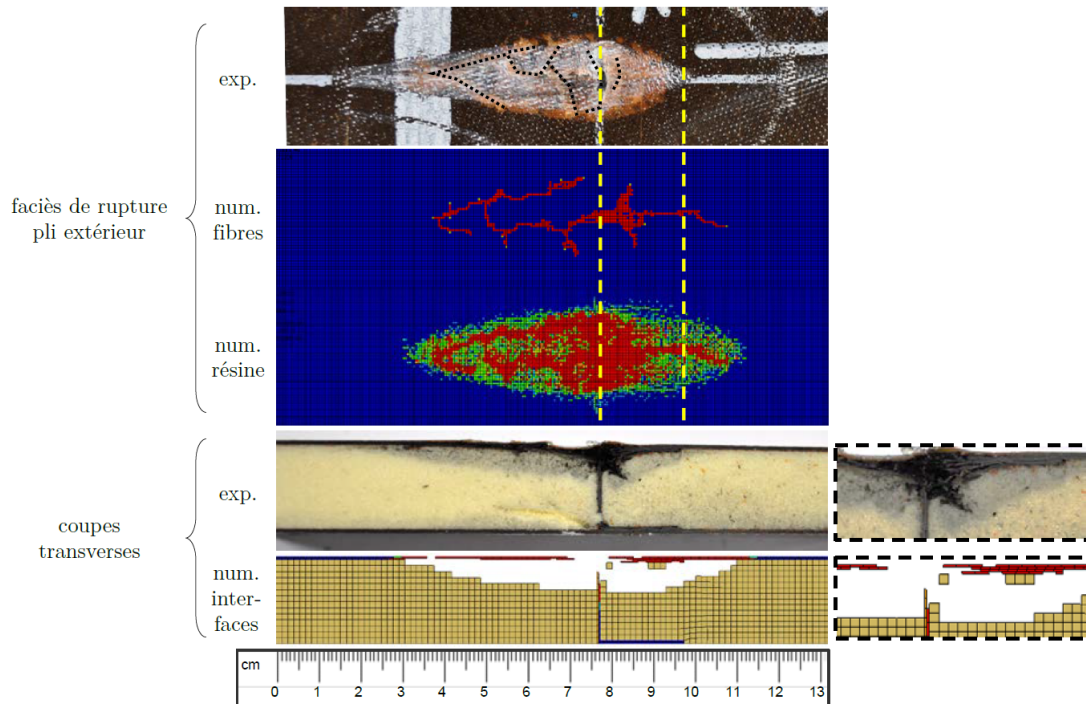


FIGURE 2.29 – Comparaison expérimental/numérique des faciès de rupture et coupes transversales obtenus pour la configuration NERV AR.

situé de l'autre côté. Cela se traduit par une hausse très importante de l'effort tangentiel entre les points A et B des courbes de réponse. Le coin de la nervure est détruit juste après, aux points C et D, ce qui conduit à un maintien de l'effort normal (jusqu'à D) et à une diminution plus prononcée de l'effort tangentiel. À partir de E, la bille est libre de labourer le sandwich avant de rebondir.

Ainsi, les prédictions du modèle semi-continu permettent d'établir un lien clair entre l'architecture du panneau sandwich raidi et le scénario de ruine. Ce modèle montre bien que, dans la configuration NERV AR, il n'est pas possible de bénéficier de la mise en flexion des semelles qu'offre la configuration NERV AV pour repousser l'impacteur avant l'arrivée sur le raidisseur. L'âme encaisse le choc frontalement et s'endommage fortement de telle sorte que la semelle supérieure située en aval ne peut plus jouer de rôle significatif pour protéger la pale.

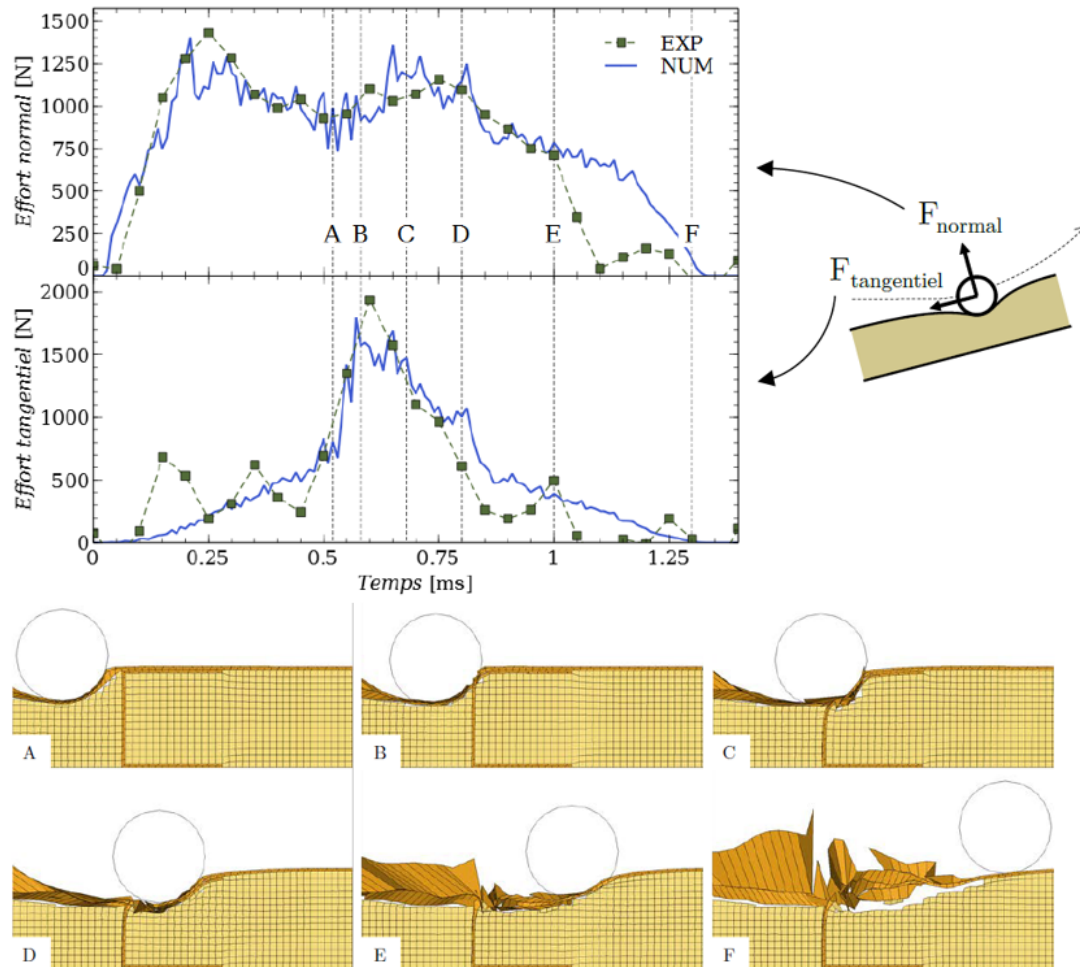


FIGURE 2.30 – Comparaison expérimental/numérique des efforts normal et tangentiel pour la configuration NERV AR.

2.3 Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements des pales d'hélicoptère

2.3.1 Contexte

Les études présentées dans cette partie s'inscrivent dans la suite logique des travaux présentés dans la section précédente. Après avoir montré qu'il était possible de représenter avec précision les dommages d'impact sur les revêtement des pales d'hélicoptère, il est nécessaire de connaître les conséquences du dommage engendré en termes de propagation.

En effet les autorités de certification imposent aux fabricants d'hélicoptères d'assurer la tenue de la pale et de connaître la durée de service minimale de la pale suite à un impact. Si l'impact arrive au sol et que le dommage n'est pas détecté, le revêtement de la pale doit être dimensionné pour que l'hélicoptère puisse tout de même voler. Si l'impact a lieu en vol, il faut connaître le seuil et la vitesse de propagation du dommage sous charges de vol, afin d'assurer le retour de mission de l'appareil et la sécurité des passagers.

Aujourd'hui, la justification sur la tenue des pales d'hélicoptères suite à un impact est principalement basée sur des résultats d'essais réalisés sur structures réelles. Cependant, cette méthode est très coûteuse et pénalisante dans le processus de fabrication de la pale. Dans le but d'une diminution des coûts et des temps de production, l'hélicoptériste cherche donc à développer des outils numériques. Une modélisation fiable et robuste capable de prédire la propagation d'un dommage produit par un impact permettrait alors de s'affranchir de campagnes d'essais coûteuses, mais également d'optimiser la composition des revêtements. Le travail présenté dans cette section et réalisé dans le cadre de la thèse de Ange Rogani (2016-2019) a pour but de répondre du mieux possible à ces problématiques en identifiant les mécanismes de propagation des dommages d'impact et en proposant un modèle numérique capable de les prédire.

Le chargement de vol de la pale peut être décomposé en un effort centrifuge constant et des charges aérodynamiques cycliques : le battement, la traînée et la torsion. Ainsi, lorsque le revêtement de la pale est impacté et qu'un dommage est généré, celui-ci est susceptible de se propager sous une sollicitation plane de traction constante (effort centrifuge), des sollicitations planes de traction cycliques (battement et traînée) et une sollicitation plane de cisaillement cyclique (torsion). D'où l'intérêt de caractériser la propagation du dommage post-impact sous chargement quasi-statique et de fatigue. Ces travaux se focalisent sur l'étude des sollicitations de traction uniquement.

2.3.2 Identification des mécanismes de propagation post-impact

Des études expérimentales ont été réalisées pour observer et analyser le comportement post-impact en traction quasi-statique et fatigue de stratifiés tissés de deux ou trois plis fabriqués à partir des matériaux présentés dans la sur la Figure 2.3 de la section précédente.

2.3.2.1 Présentation des éprouvettes et des essais

Les éprouvettes utilisées sont identiques tout au long des études. Leurs dimensions et leur forme ont été choisies dans le but de respecter à la fois les normes relatives aux

essais d'impact [7] et aux essais de traction sur composites [8 ; 9]. L'éprouvette-type est présentée sur la Figure 2.31. Sa forme est rectangulaire, sa section utile est de longueur 200 mm et de largeur 100 mm. Les talons sont composés de trois plis de tissu verre/époxy orientés à $\pm 45^\circ$ de dimensions 50 mm x 100 mm.

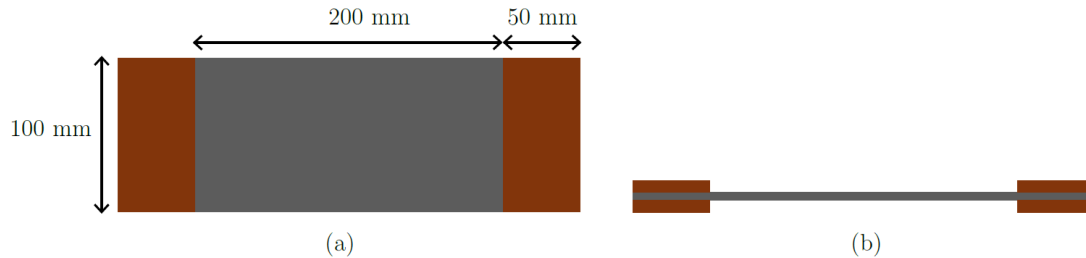


FIGURE 2.31 – Eprouvette utilisée pour l'étude - (a) Vue de dessus (b) Vue de profil

Configurations étudiées : stratification hybride (revêtement de pale) et stratification mono-matériau

Les revêtements des pales sont généralement composés de trois plis de tissus et hybrides (c'est-à-dire composés de deux matériaux différents). Les configurations testées correspondent à deux stratifications habituellement rencontrées :

- la configuration V0C45C45 composée d'un pli de tissu verre/époxy orienté à $(0/90)^\circ$ et deux plis de tissu carbone/époxy orientés à $\pm 45^\circ$,
- la configuration V0C45C0 composée d'un pli de tissu verre/époxy orienté à $(0/90)^\circ$, d'un pli de tissu carbone/époxy orienté à $\pm 45^\circ$ et d'un pli de tissu carbone/époxy orienté à $(0/90)^\circ$.

La Figure 2.32 donne la représentation de ces configurations utilisée dans la suite du document.

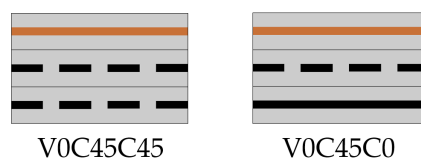


FIGURE 2.32 – Représentation des deux configurations hybrides

En complément de ces deux configurations hybrides, quatre configurations simples mono-matériau ont été testées. L'étude de ces configurations de deux plis qui correspondent à des sous stratifiés des revêtements des pales doit permettre d'analyser plus finement les mécanismes qui pilotent la propagation des dommages post-impact. Elles sont présentées sur la Figure 2.33.

Essais d'impact au poids tombant

Dans un premier temps, les éprouvettes sont impactées au poids tombant. Les conditions d'essai sont représentées sur la Figure 2.34. Un double-cadre, de dimensions intérieures 125 mm x 75 mm, vient tenir le stratifié pendant l'impact. L'impacteur est

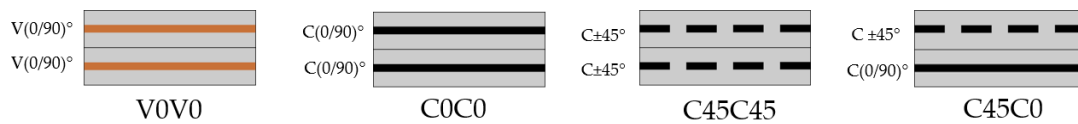


FIGURE 2.33 – Représentation des configurations mono-matériau

hémisphérique, de diamètre 16 mm et de masse 2 kg. L'énergie d'impact est variée de 1 J à 16 J afin de générer des dommages de taille croissante. L'effort de réaction et le déplacement de l'impacteur sont les deux données relevées au cours de l'essai. Six éprouvettes sont testées pour chaque configuration pour évaluer la répétabilité des résultats. Une dispersion maximale de 12 % est mesurée.

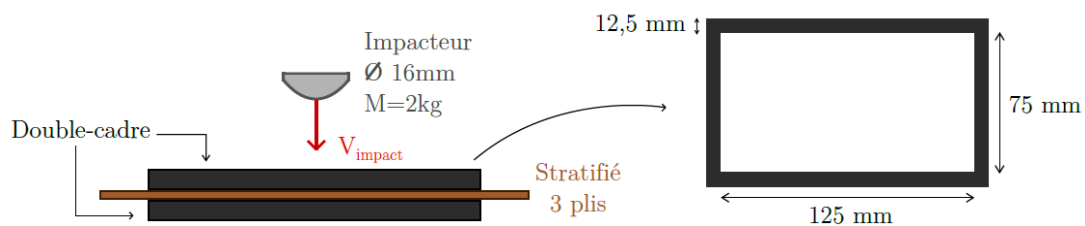


FIGURE 2.34 – Conditions expérimentales schématisées des essais d'impact au poids tombant

Pour pouvoir étudier au mieux les mécanismes de propagation des dommages post-impact il est important d'analyser les faciès de rupture obtenus après impact. Ils sont donnés sur la Figure 2.35 pour les configurations hybrides.

Pour les deux configurations, aucun dommage n'est visible à l'oeil nu pour une énergie d'impact de 1 J. Une énergie de 2,25 J est nécessaire pour générer des ruptures de fibres dans le pli inférieur du stratifié ainsi que des délaminages entre le pli de verre et le pli de carbone (visible à l'oeil nu à travers l'apparition d'une zone de couleur orange). Puis, des fissurations matricielles et des ruptures de fibres apparaissent dans le pli de verre à partir d'une énergie de 4 J. Les tailles des dommages augmentent ensuite dans le stratifié avec l'augmentation de l'énergie d'impact jusqu'à observer une perforation totale du stratifié pour une énergie de 9 J.

En ce qui concerne les configurations mono-matériau, la même analyse est effectuée. On observe les mêmes mécanismes d'endommagement et des faciès de rupture similaires aux configurations hybrides.

Essais de traction quasi-statique post-impact

Les essais de traction quasi-statique post-impact sont réalisés sur une machine de traction INSTRON équipée d'une cellule d'effort de 250 kN à une vitesse de 1 mm/min. Un suivi de l'essai par corrélation d'image est mis en oeuvre grâce à l'utilisation de deux caméras, placées à l'avant et à l'arrière de l'éprouvette. L'éprouvette est mouchetée et les champs de déformation dans le plan de l'éprouvette sont ainsi mesurés au cours de l'essai. Le dispositif expérimental est présenté sur la Figure 2.36.







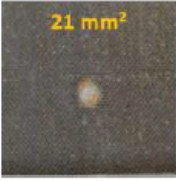
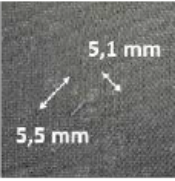
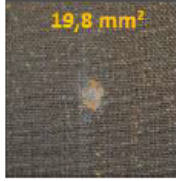
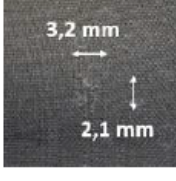

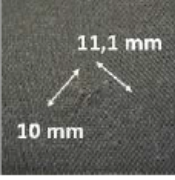
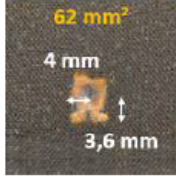
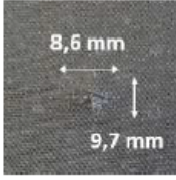
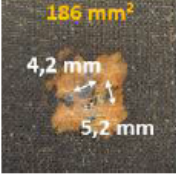


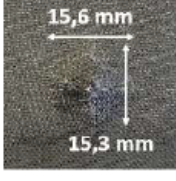








				
E_{impact}	Pli sup	Pli inf	Pli sup	Pli inf
1 J ($V_{\text{impact}} = 1 \text{ m/s}$)				
2,25 J ($V_{\text{impact}} = 1,5 \text{ m/s}$)	21 mm ² 	5,1 mm 5,5 mm 	19,8 mm ² 	3,2 mm 2,1 mm 
4 J ($V_{\text{impact}} = 2 \text{ m/s}$)	72 mm ² 5 mm 	11,1 mm 10 mm 	62 mm ² 4 mm 3,6 mm 	8,6 mm 9,7 mm 
6,25 J ($V_{\text{impact}} = 2,5 \text{ m/s}$)	186 mm ² 4,2 mm 5,2 mm 	14 mm 14,4 mm 	174 mm ² 3,1 mm 5,4 mm 	15,6 mm 15,3 mm 
9 J ($V_{\text{impact}} = 3 \text{ m/s}$)	306 mm ² 14,3 mm 16,1 mm 	21,1 mm 20,3 mm 	242 mm ² 13,9 mm 13,3 mm 	18,5 mm 19,2 mm 
16 J ($V_{\text{impact}} = 4 \text{ m/s}$)	321 mm ² 14,1 mm 16,1 mm 	26,8 mm 24 mm 	251 mm ² 15,6 mm 14,3 mm 	22,2 mm 19,7 mm 

FIGURE 2.35 – Faciès de rupture obtenus après impact au poids tombant à différentes énergies sur les configurations hybrides

Essais de traction fatigue post-impact

Dans une pale d'hélicoptère, les efforts sont principalement repris par le longeron. C'est son allongement qui pilote l'allongement du revêtement. L'essai de fatigue est donc effectué par le biais d'un chargement à allongement imposé, sinusoïdal et à amplitude constante. Une montée quasi-statique est d'abord réalisée pour se placer à un allongement dit statique ΔL_{sta} puis un cycle de demi-amplitude ΔL_{dyn} , dit allongement dynamique,



FIGURE 2.36 – Conditions expérimentales de l'essai de traction quasi-statique sur éprouvette impactée

est exécuté (Figure 2.37). Le rapport de charge $R = \frac{\Delta L_{dyn}}{\Delta L_{sta}}$ est fixé à 0,9 et la fréquence de l'essai est de 15 Hz.

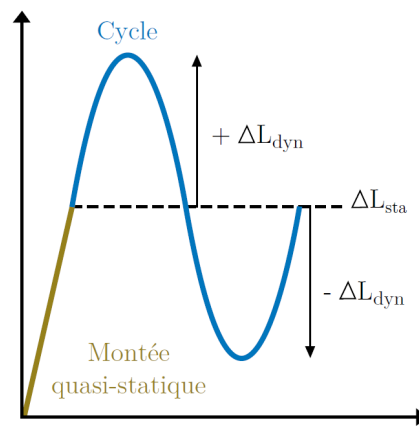


FIGURE 2.37 – Mise en place du cycle de fatigue

La machine d'essai utilisée est une machine de traction hydraulique similaire à celle utilisée pour les essais quasi-statiques. De la même manière une mesure par corrélation d'image est effectuée sur chaque face de l'éprouvette pour mesurer les champs de déformation et suivre les propagations de fissure.

2.3.2.2 Traction quasi-statique

Les faciès de rupture obtenus après les essais de traction quasi-statique sont regroupés sur la Figure 2.38 pour les éprouvettes hybrides. Les courbes effort-déplacement traverse et les évolutions des caractéristiques mécaniques résiduelles sont rassemblées sur la Figure 2.39. Ces dernières sont la résistance résiduelle, la raideur résiduelle et l'allongement à rupture résiduel, évalués par rapport à un essai sur éprouvette sans dommage initial (éprouvette dite "saine").

Deux comportements totalement différents sont observés. Pour V0C45C45, la rupture du stratifié se fait à $\pm 45^\circ$ sans influence de l'énergie d'impact sur le faciès de rupture. Les

2.3 Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements des pales d'hélicoptère

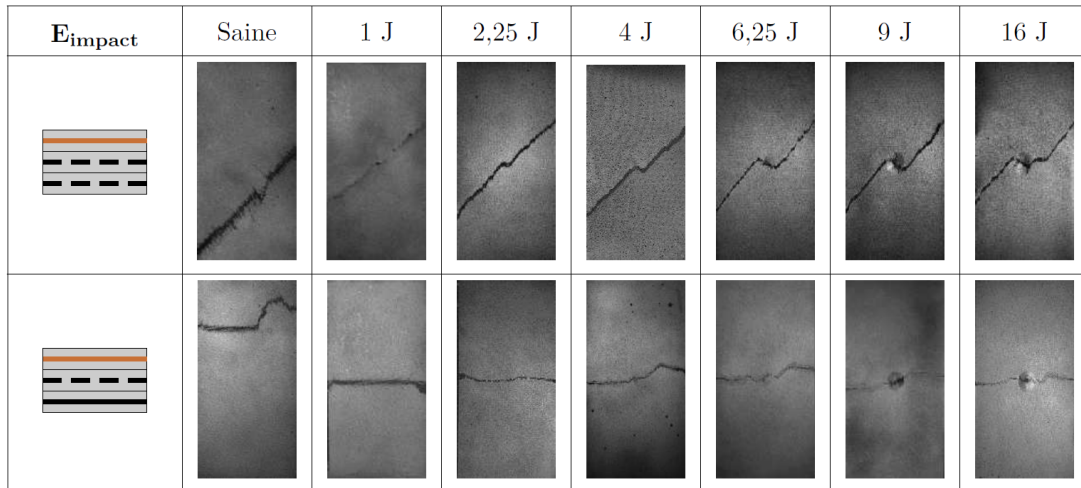


FIGURE 2.38 – Faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique sur les configurations hybrides impactées à différentes énergies

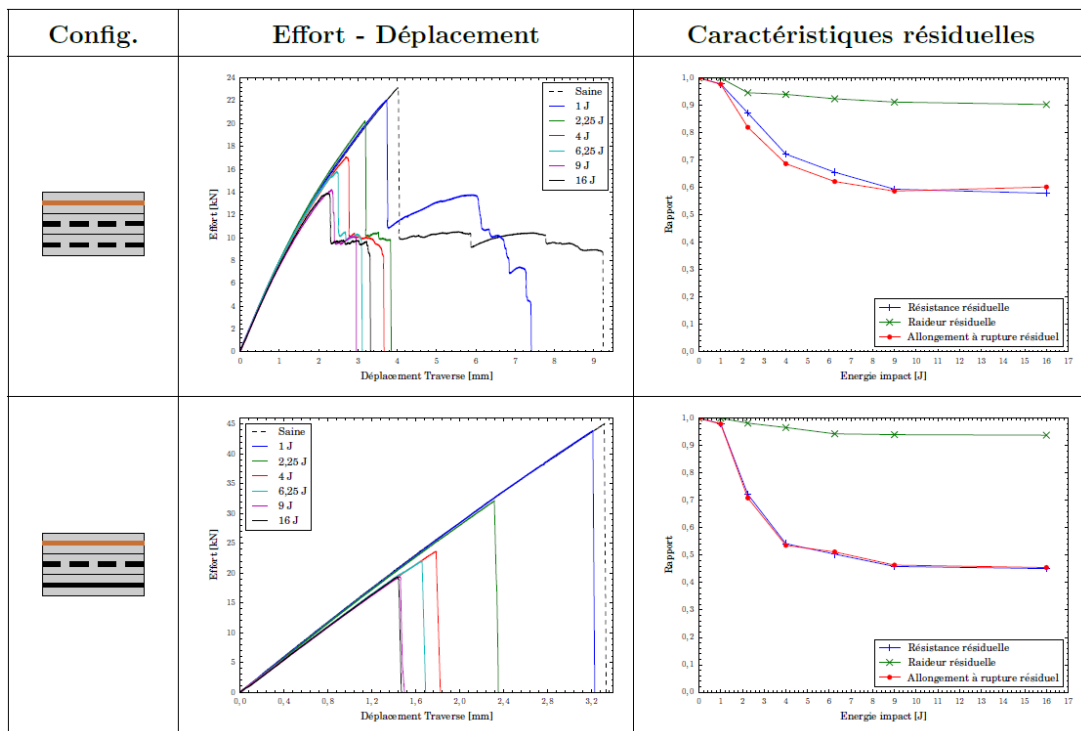


FIGURE 2.39 – Courbes effort-déplacement traverse des essais de traction quasi-statique sur les configurations hybrides impactées à différentes énergies - Evolution des caractéristiques mécaniques résiduelles en fonction de l'énergie d'impact

courbes d'effort ne sont pas linéaires, ce qui est dû au comportement pseudo-plastique des deux plis de carbone orientés à $\pm 45^\circ$. Le dommage se propage en trois temps :

- une première chute d'effort qui correspond à la rupture à $\pm 45^\circ$ du pli de verre et à la fissuration des plis de carbone,
- un plateau d'effort qui correspond à la reprise d'effort par les plis de carbone
- une seconde chute d'effort qui correspond à la rupture à $\pm 45^\circ$ des plis de carbone

Le faciès de rupture des configurations mono-matériau C45C45 et V0V0 impactées à 6,25 J et chargées en traction quasi-statique est donné Figure 2.40. Contrairement à ce qui est observé sur la configuration hybride, le dommage se propage horizontalement. En effet les fissures vont s'ouvrir sous l'effet du chargement et se propager perpendiculairement à celui-ci. Cette comparaison montre donc que les mécanismes de propagation des dommages sont fortement influencés par la stratification.

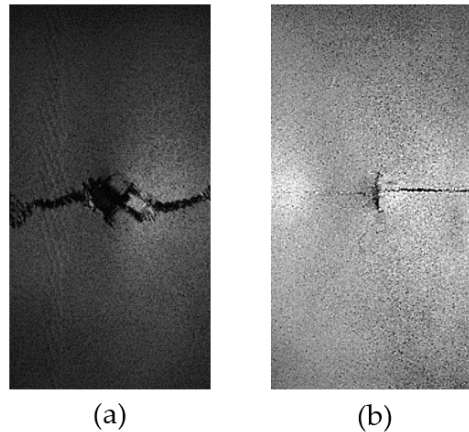


FIGURE 2.40 – Faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique sur les configurations C45C45 (a) et V0V0 (b) impactées à 6,25 J

Une analyse de la propagation du dommage est effectuée par corrélation d'images sur des éprouvettes initialement impactées à 6,25 J afin d'expliquer les mécanismes de propagation observés sur la configuration V0C45C45 (Figure 2.41). Le scénario se décompose en quatre phases.

- Pour un même déplacement traverse, le champ de déformations ε_{yy} dans le pli de verre de la configuration V0C45C45 est similaire à celui observé sur l'éprouvette C45C45 et très différent de celui obtenu dans le pli supérieur de la configuration mono-matériau V0V0 : dans cette éprouvette hybride, l'allongement du pli de verre est piloté par celui des deux plis de carbone (A).
- Lorsque la propagation s'initie, une forte déformation en compression dans la direction x est mesurée dans le pli de verre en pointe de fissure. Cela est dû à l'effet Poisson des deux plis de carbone à $\pm 45^\circ$. Ce qui entraîne la rupture des mèches transverses à la sollicitation par micro-flambage (B). En parallèle, le champ de déformations ε_{yy} indique des zones pour lesquelles les mèches du pli de verre dans le sens de la sollicitation sont étirées, ce qui entraîne leur rupture en traction.
- Le pli de verre rompt à $\pm 45^\circ$ et les plis de carbone fissurent sur la bande à $\pm 45^\circ$ correspondante (C).
- Finalement, les fibres finissent par rompre et les plis de carbone cassent à $\pm 45^\circ$ (D).

Pour V0C45C0, une influence de l'énergie d'impact est observée. En effet, la rupture du pli est plutôt horizontale pour les éprouvettes initialement impactées à 1 J et 2,25 J alors que pour celles impactées avec une énergie supérieure à 4 J, la rupture commence à se propager à $\pm 45^\circ$ et finit horizontalement. Par ailleurs, les courbes effort-déplacement traverse sont linéaires et l'unique chute d'effort montre que la rupture se fait brutalement et simultanément dans les trois plis. De la même manière que précédemment, une analyse

2.3 Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements des pales d'hélicoptère

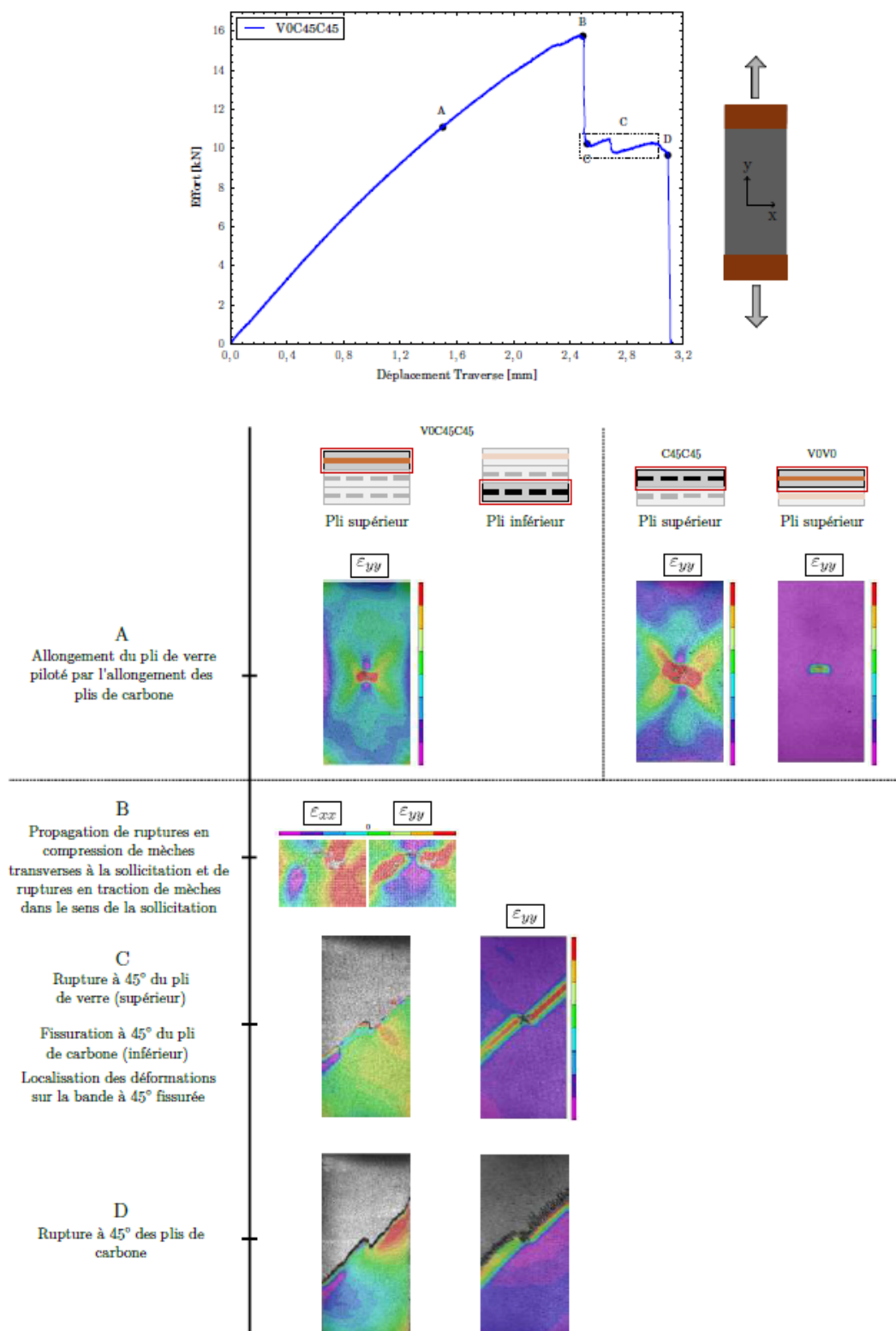


FIGURE 2.41 – Analyse du scénario de propagation du dommage en quasi-statique pour la configuration V0C45C45

de la propagation du dommage est effectuée. Le champs des déformations ϵ_{yy} dans le pli supérieur et dans le pli inférieur sont observés juste avant la rupture finale de l'éprouvette

(Figure 2.42).

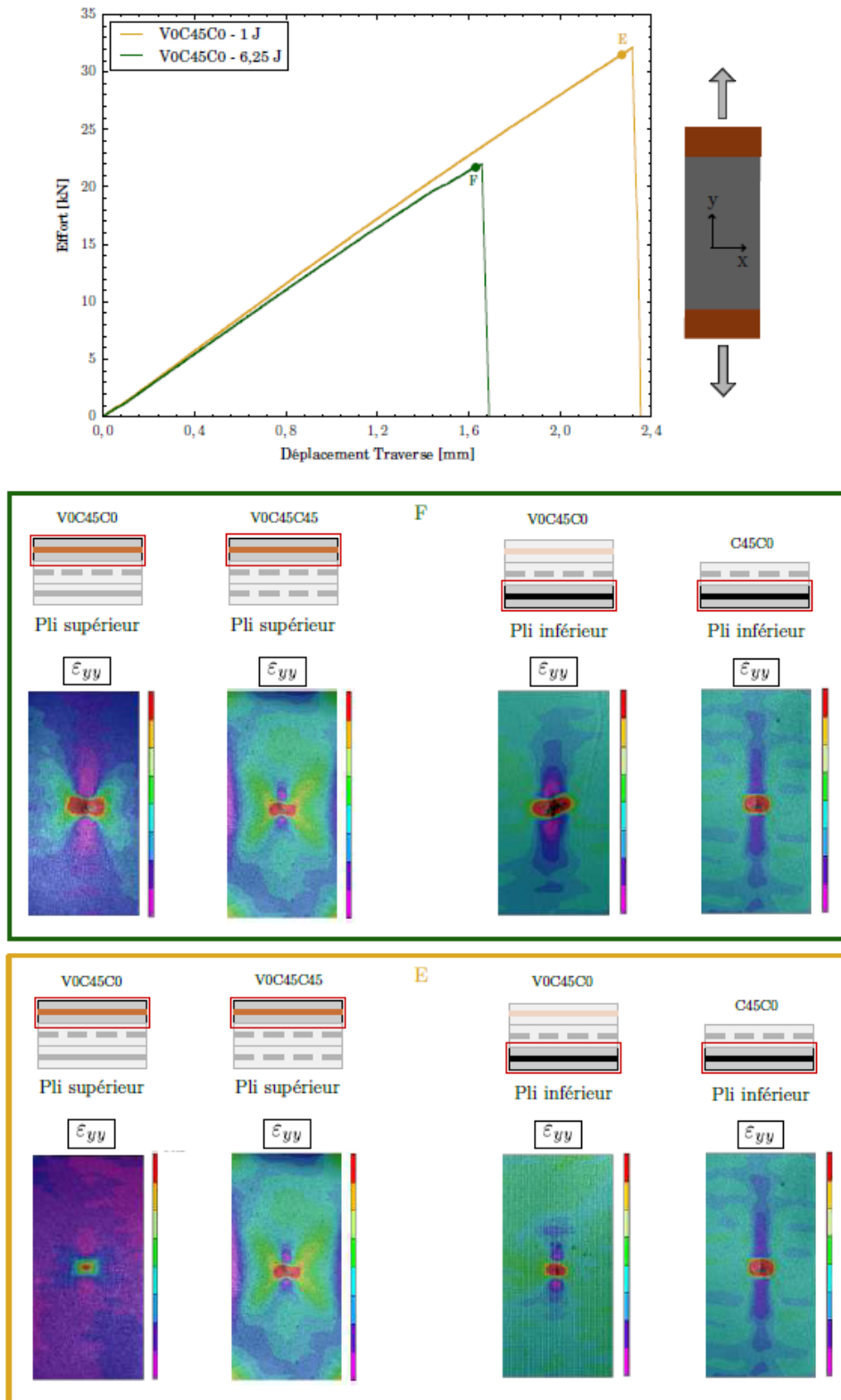


FIGURE 2.42 – Analyse du scénario de propagation du dommage en quasi-statique pour la configuration V0C45C0

Pour l'éprouvette initialement impactée à 6,25 J (en vert sur la figure), le champ ε_{yy}

dans le pli supérieur de la configuration V0C45C0 est semblable à celui du pli supérieur de l'autre configuration hybride V0C45C45 pour le même déplacement traverse. L'allongement du pli de verre de la configuration V0C45C0 est donc lui aussi piloté par le pli de carbone orienté $\pm 45^\circ$. Cela explique pourquoi la propagation du dommage commence $\pm 45^\circ$. En ce qui concerne le pli inférieur de la configuration V0C45C0, le champ de déformation est semblable à celui du pli inférieur de la configuration C45C0 pour le même déplacement traverse. Or, pour un dommage équivalent après impact dans le stratifié C45C0, la propagation finale du dommage dans le pli inférieur est horizontale. Cela explique donc pourquoi la propagation du dommage pour la configuration V0C45C0 finit horizontalement.

En revanche, pour l'éprouvette V0C45C0 initialement impactée à 1 J (en marron sur la figure), le champ ε_{yy} dans le pli supérieur est différent de celui mesuré pour l'éprouvette V0C45C45. En effet, pour une faible énergie, le pli de verre est peu endommagé et est donc peu sollicité pendant l'essai. En revanche, le pli inférieur présente des ruptures de fibres post-impact. C'est donc lui qui va piloter la rupture : le dommage s'initie dans le pli de carbone inférieur, orienté à $(0^\circ/90^\circ)$ et se propage simultanément et horizontalement dans les trois plis.

Enfin, en ce qui concerne les caractéristiques résiduelles, une dépendance de l'énergie d'impact est observé, et ce, quelle que soit la stratification (Figure 2.39). Ces caractéristiques diminuent en trois phases en fonction de l'énergie d'impact : une première phase de très faible diminution, une deuxième phase où la baisse est brutale et une troisième phase de stabilisation. La diminution est beaucoup plus importante pour la résistance et l'allongement à rupture résiduels que pour la raideur résiduelle. Cette évolution peut être corrélée avec les dommages observés après impact. Tant qu'aucune rupture de fibre n'est visible sur le dommage initial, la diminution des caractéristiques mécaniques résiduelles reste très faible. Ces caractéristiques diminuent fortement dès que des ruptures de fibres sont générées au cours de l'impact. Finalement, elles n'évoluent plus dès que l'énergie mise en jeu pendant l'impact entraîne une perforation totale du stratifié. En effet, pour des énergies supérieures, la taille de dommage après impact reste la même.

2.3.2.3 Traction cyclique

Pour cette étude, l'allongement imposé au cours de l'essai est choisi pour être représentatif de ce que voit la peau des pales en service. Les valeurs ont été fournies par Airbus Helicopters : $\Delta L_1 = 0,68 \text{ mm} \pm 0,61 \text{ mm}$ pour la configuration V0C45C45 et $\Delta L_2 = 0,77 \text{ mm} \pm 0,69 \text{ mm}$ pour la configuration V0C45C0. Une étude d'influence du niveau d'allongement est aussi menée à énergie d'impact fixée en faisant varier les allongements de $\pm 10 \%$.

Pour la configuration V0C45C45, le dommage se propage comme en quasi-statique. Quels que soient l'énergie d'impact ou bien l'allongement imposé, une rupture à $\pm 45^\circ$ du pli de verre et une fissuration à $\pm 45^\circ$ des plis de carbone est observée (Figure 2.43).

Les courbes d'évolution de l'effort maximal et de la longueur des ruptures du pli de verre en fonction du nombre de cycles sont présentées sur la Figure 2.44. Dans un premier temps, une baisse progressive de l'effort qui correspond à la propagation des dommages est observée. Elle est suivie dans un deuxième temps par une chute d'effort correspondant à la rupture finale. L'effort n'est pas nul car les plis de carbone ne sont pas








	2,25 J	4 J	6,25 J	9 J
-10% ΔL_1				
ΔL_1				
+10% ΔL_1				

FIGURE 2.43 – Faciès de rupture obtenus après des essais de traction cyclique sur les éprouvettes impactées de la configuration V0C45C45

rompus. A allongement fixé, le nombre de cycles à rupture diminue avec l'augmentation de l'énergie d'impact. L'augmentation de l'énergie d'impact ou de l'allongement a pour conséquence une propagation plus rapide des ruptures de fibres dans le pli de verre. Enfin, plus l'initiation de la propagation se fait tardivement, plus le dommage se propage lentement.

Le scénario de propagation post-impact en traction cyclique est similaire à celui observé pour la traction quasi-statique. La propagation à 45° des ruptures des fibres dans le pli de verre est pilotée par le comportement des deux plis de carbone orientés à $\pm 45^\circ$.

De plus, l'analyse des dommages dans les plis de carbone par tomographie RX sur les éprouvettes C45C45 montre que les dommages matriciels qui apparaissent sont de deux types : des fissurations intra-torons et des décollements toron/résine (Figure 2.45). En se basant sur une analyse par corrélation d'images et plus particulièrement sur la valeur du coefficient *Sigma* qui permet de quantifier la qualité de corrélation, il est possible de suivre l'évolution de ces deux endommagements matriciels [17 ; 31 ; 34]. Il est ainsi possible d'observer que les décollements résine/toron ont lieu avant l'apparition des fissurations intra-toron (Figure 2.46).

Pour la seconde stratification, les faciès de rupture obtenus après les essais de fatigue sont donnés sur la Figure 2.47. Contrairement à la configuration précédente, deux évolutions du dommage sont observées (Figure 2.48) :

- Évolution 1 : le pli de verre rompt majoritairement à $\pm 45^\circ$ alors que le pli de carbone inférieur présente des fissurations matricielles verticales.
- Évolution 2 : les trois plis sont complètement rompus avec une propagation qui débute à $\pm 45^\circ$ et qui se termine horizontalement. La rupture finale intervient très rapidement (pour un nombre de cycles inférieur à 50 000). Cette évolution est identique à celle observée en quasi-statique.

Les courbes d'effort maximal en fonction du nombre de cycles de fatigue (Figure 2.49) confirment cette observation. Pour l'ensemble des éprouvettes ayant rompues, l'effort devient nul au moment de la rupture finale alors que pour les autres éprouvettes, l'effort diminue en raison de la propagation de l'endommagement mais ne s'annule jamais. L'aug-

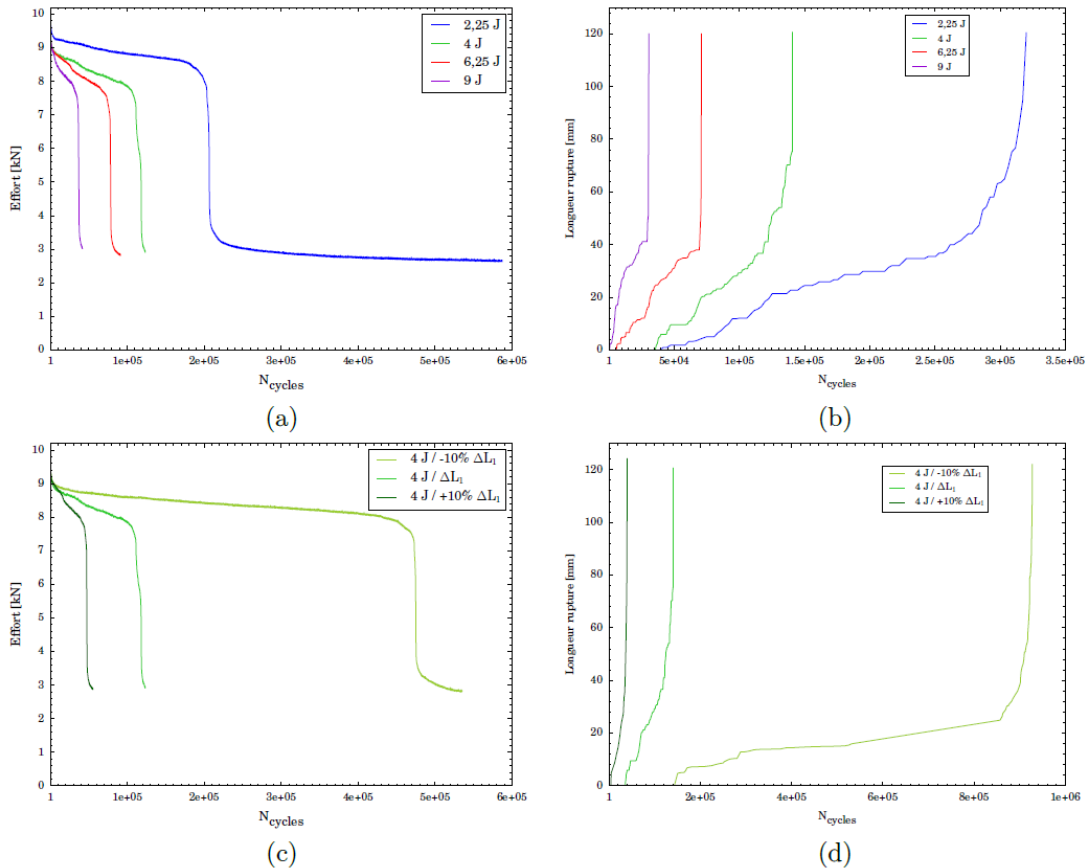


FIGURE 2.44 – Évolution de l’effort maximal et de la longueur de ruptures de fibres de verre en fonction du nombre de cycles de fatigue et (a)-(b) de l’énergie d’impact ou (c)-(d) du niveau d’allongement imposé

mentation de l’énergie d’impact ou du niveau d’allongement imposé entraîne le passage de la première évolution à la deuxième. Les deux évolutions sont observées pour deux essais à ΔL_2 et 6,25 J.

Dans le but de comprendre les mécanismes de propagation observés, le comportement en fatigue post-impact de la configuration mono-matériau C45C0 est étudié. On observe que les deux plis de carbone ont un comportement indépendant (Figure 2.50). La propagation commence dans le pli inférieur en bord du dommage d’impact et dans la direction verticale sous la forme de décollement toron/résine. Ces fissures verticales sont dues au cisaillement de la résine inter-toron sur les lignes tangentes au trou. Elles s’accompagnent d’une apparition de délaminage entre les deux plis. Puis, ces décollements se propagent horizontalement et verticalement et des fissurations intra-torons commencent à se développer. En parallèle, des décollements toron/résine émergent à $\pm 45^\circ$ dans le pli supérieur et le délaminage évolue entre les deux plis. Tous ces dommages continuent de se propager horizontalement et verticalement au cours de l’essai de fatigue. Il peut enfin être noté que l’évolution horizontale des fissurations dans les plis supérieur et inférieur est limitée par la zone délaminée.

L’évolution 1 du dommage en fatigue dans la stratification V0C45C0 peut donc s’expliquer par : des fissurations verticales qui se propagent dans le pli inférieur de carbone et du délaminage qui se développe entre les deux plis de carbone. Cela dissocie les deux

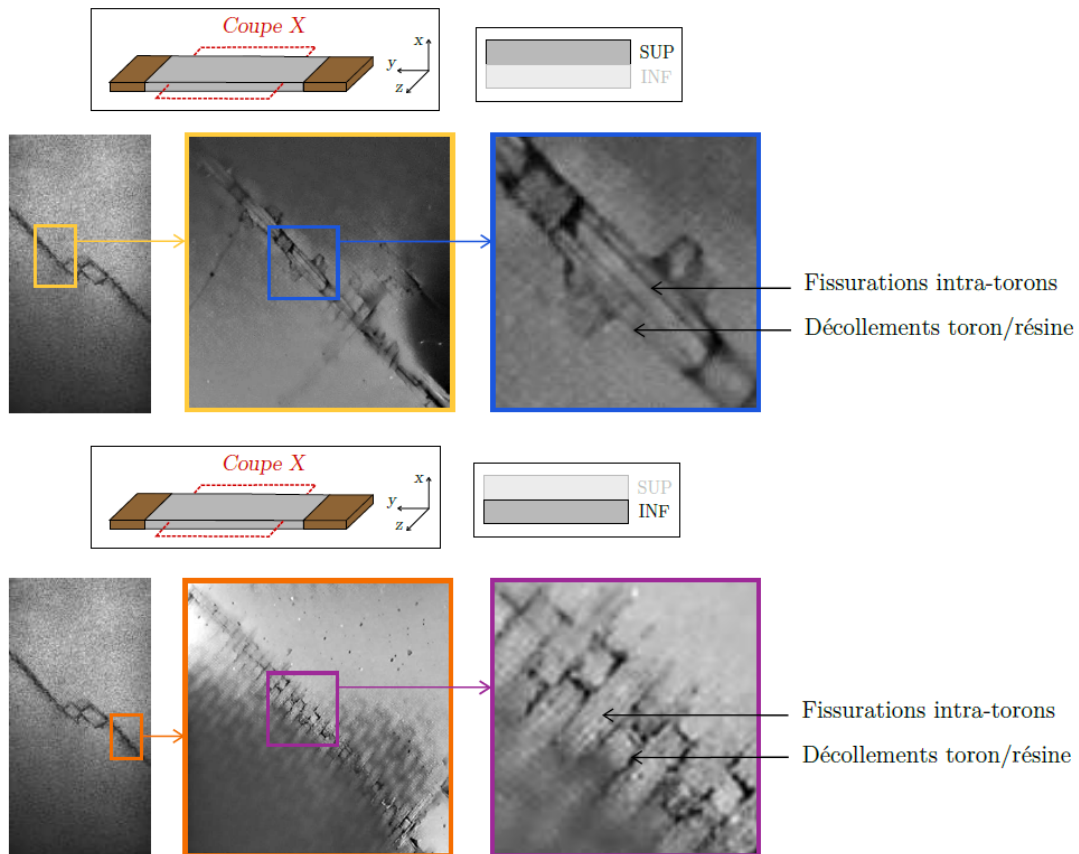


FIGURE 2.45 – Tomographie après essai de fatigue post impact sur une éprouvette de configuration C45C45

plis de carbone et impose que l’allongement du pli de verre est uniquement piloté par l’allongement du pli de carbone orientés à $\pm 45^\circ$. Cela génère donc des ruptures de fibres à $\pm 45^\circ$ dans le pli de verre. Une fois le pli de verre rompu, les fissurations dans le pli de carbone inférieur continuent à se propager à la fois verticalement et horizontalement, en étant guidées par le délaminage, sans qu’il n’y ait de rupture du pli, comme dans le cas de la stratification C45C0.

Le passage à l’évolution 2 s’obtient par l’augmentation de l’énergie d’impact ou du niveau d’allongement imposé. Dans ce cas, les ruptures de fibres prennent le dessus dans le pli inférieur C0, ce qui empêche la propagation de délaminage et mène à une rupture finale de l’éprouvette avec un faciès de rupture identique à celui obtenu lors des essais quasi-statiques.

2.3.3 Modélisation semi-continue de la propagation post-impact

L’objectif de ce chapitre est de présenter les développements numériques pour modéliser des essais de traction post-impact en quasi-statique et en fatigue cyclique réalisés sur les configurations mono-matériau et hybrides.

La modélisation est basée sur la stratégie semi-continue présentée dans la Partie 2.2.3 et mise en place initialement pour représenter les dommages liés à l’impact sur des structures composites. Différents développements ont été implémentés dans le but de modéliser

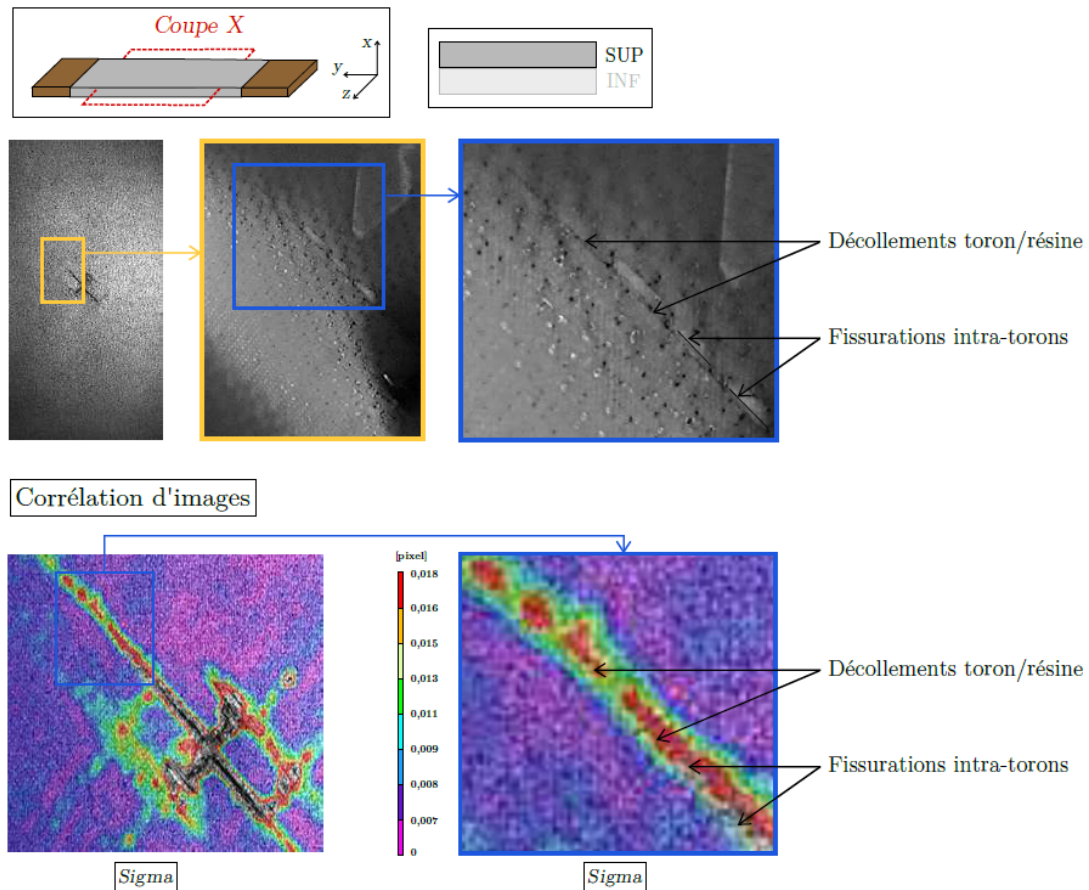


FIGURE 2.46 – Mise en parallèle du coefficient Σ avec le type de dommage

	2,25 J	4 J	6,25 J	9 J
-10% ΔL_2				
ΔL_2				
+10% ΔL_2				

FIGURE 2.47 – Faciès de rupture obtenus après des essais de traction fatigue sur les éprouvettes impactées de la configuration V0C45C0

les phénomènes observés au cours des essais de traction post-impact. Les développements les plus significatifs concernent l'introduction d'une loi d'endommagement pour le comportement en cisaillement plan de l'élément "résine" et l'introduction d'un critère de rupture pour les torons en compression. Enfin il a fallu définir et mettre en place une stratégie pour pouvoir mener un calcul de fatigue à partir d'une modélisation par éléments finis explicite,

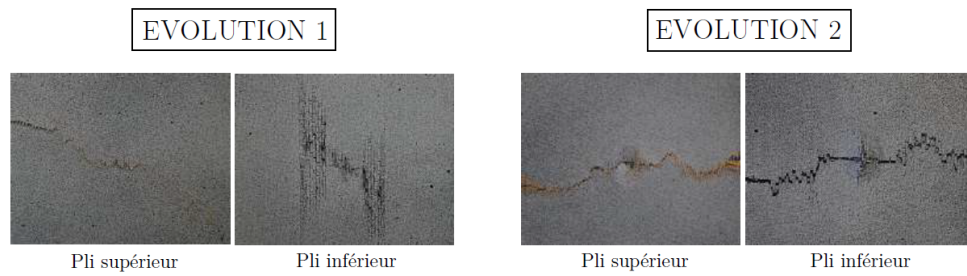


FIGURE 2.48 – Deux évolutions de dommage post-impact obtenus après les essais de fatigue pour la configuration V0C45C0

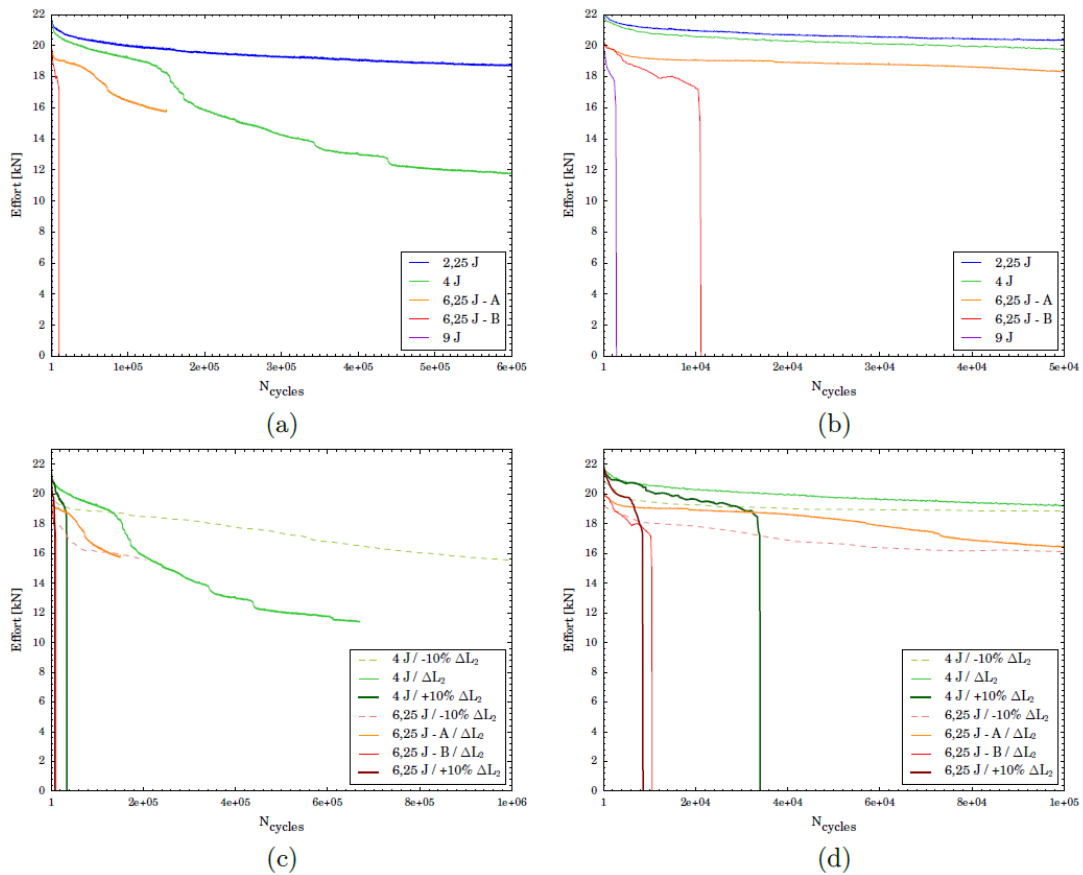


FIGURE 2.49 – Évolution de l'effort maximal et de la longueur des ruptures des fibres de verre en fonction du nombre de cycles de fatigue et (a)-zoom : (b) de l'énergie d'impact ou (c)-zoom : (d) du niveau d'allongement imposé pour la configuration V0C45C0

ce qui a nécessité l'introduction de courbes de fatigue dans la formulation semi-continue et leur identification.

2.3.3.1 Traction quasi-statique post-impact

Comportement pseudo-plastique endommageable en cisaillement plan

L'apparition de déformations irréversibles dans les tissus sollicités en cisaillement plan est déjà prise en compte dans le modèle semi-continu par l'introduction dans l'élément

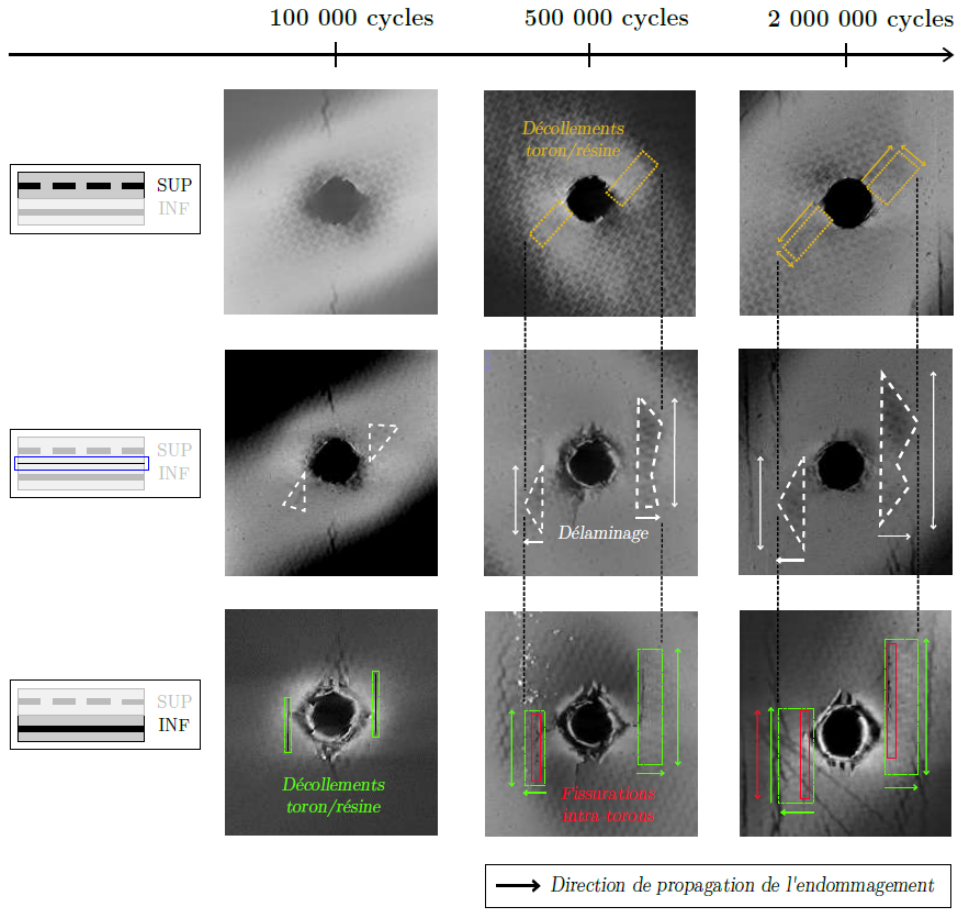


FIGURE 2.50 – Scénario de propagation du dommage dans une éprouvette de configuration C45C0 impactée à 6,25 J et soumise à une traction cyclique

d'un critère de pseudo-plasticité sur la contrainte de cisaillement plan en membrane. Il est inséré par le biais d'une loi d'écroissage de type isotrope, présentée dans la Partie 2.2 à l'Equation 2.10. Initialement, aucune loi d'endommagement n'est introduite et seule une rupture fragile pilotée par la variable d_{xy} (Equations 2.8 et 2.9) est implémentée.

Dans ces travaux, deux variables d'endommagement d_{xy}^a et d_{xy}^b , qui représentent d'une part les décollements toron/résine et d'autre part les fissurations dans les torons, sont introduites dans le modèle. Elles viennent modéliser les dommages à travers la dégradation progressive du module de cisaillement :

$$G_{xy} = (1 - d_{xy}^a - d_{xy}^b)G_{xy}^0 \quad (2.19)$$

Ces variables dépendent de fonctions thermodynamiques et sont exprimées de la manière suivante :

$$\begin{cases} d_{xy}^a = d_{xy}^{a,max} \left(1 - \exp \left(- \frac{\langle \sqrt{Y_{xy}} - \sqrt{Y_0^a} \rangle_{\geq 0}}{\sqrt{Y_c^a}} \right) \right) \\ d_{xy}^b = \max \left(\exp \left(\frac{\langle \sqrt{Y_{xy}} - \sqrt{Y_0^b} \rangle_{\geq 0}}{\sqrt{Y_c^b}} \right), 1 \right) \end{cases} \quad (2.20)$$

où Y_0^a (resp. Y_0^b) et Y_c^a (resp. Y_c^b) sont les valeurs d'initiation et de vitesse de propagation des décollements toron/résine (resp. des fissurations intra-torons). Le paramètre d_{xy}^{max} représente la valeur seuil de la variable d'endommagement d_{xy}^a . Cette valeur seuil a été introduite pour les décollements toron/résine car leur évolution se stabilise au cours de l'essai et ils ne sont pas responsables de la rupture finale en cisaillement du stratifié.

L'énergie de déformation dépend uniquement de la contrainte de cisaillement et le couplage avec d'autres directions est négligé. Ainsi, la fonction thermodynamique Y_{xy} est définie par :

$$Y_{xy} = \frac{\partial W_{xy}}{\partial d_{xy}} \quad (2.21)$$

Où $d_{xy} = d_{xy}^a + d_{xy}^b$ et W_{xy} est l'énergie de déformation en cisaillement plan.

Enfin, pour pouvoir représenter correctement la ruine totale de la résine, un couplage est introduit entre les endommagements en cisaillement transverses $d_{xy} = d_{xy}^a + d_{xy}^b$ et les endommagements d_x et d_y des modules longitudinaux E_x et E_y présentés à l'Equation 2.5 :

$$\begin{cases} d_x = \max(d_x, d_{xy}^a + d_{xy}^b) \\ d_y = \max(d_y, d_{xy}^a + d_{xy}^b) \\ d_{xy}^a + d_{xy}^b = \max(d_{xy}^a + d_{xy}^b, d_x, d_y) \end{cases} \quad (2.22)$$

Expérimentalement, lors d'un chargement en cisaillement plan, la fissuration de la résine entraîne des dégradations intra-torons, ce qui engendre une rotation et une distorsion angulaire des torons. Ces torons peuvent alors rompre à cause de cette importante distorsion angulaire pour de hauts niveaux de déformation. Numériquement, un critère sur l'angle Φ_i formé par deux éléments barres est introduit. Il représente le fait que si l'élément est trop déformé, les éléments barres dont l'angle a atteint le critère, sont supprimés : si $\Phi_i \leq 90^\circ - \Phi_{max}$ ou $\Phi_i \geq 90^\circ + \Phi_{max}$ alors les éléments barres formant l'angle sont rompus.

Les valeurs des nouveaux paramètres introduits dans la formulation et qui pilotent l'endommagement et la rupture du tissu en cisaillement plan sont obtenus par identification inverse à partir d'essais de traction quasi-statique cyclés sur des éprouvettes des deux plis orientés à $\pm 45^\circ$ (Figure 2.51).

Critère de rupture en compression des éléments barre

Lors des essais de traction quasi-statique post-impact sur la stratification hybride V0C45C45, il a été observé que la propagation du dommage dans le pli de verre s'effectuait à $\pm 45^\circ$ en raison de la rupture de mèches de fibres en compression par flambement local dû à l'effet Poisson des deux plis de carbone $\pm 45^\circ$. L'idée est alors d'insérer dans le modèle un critère de rupture en compression des éléments barres, de manière similaire au critère de rupture en traction. Une déformation maximale en compression $\varepsilon_{barre}^{comp max}$ est introduite.

La valeur de la déformation à rupture en compression des éléments barre est identifiée en se basant sur la bibliographie [19 ; 24] et sur la corrélation d'images. Elle est de -1,4 % pour le tissus verre/epoxy et de -1,3 % pour le tissus carbone/epoxy.

Enfin, afin de prendre en compte le fait que l'ondulation locale des mèches au niveau du point de tissage va induire une initiation de flambement local plus rapide, la valeur de

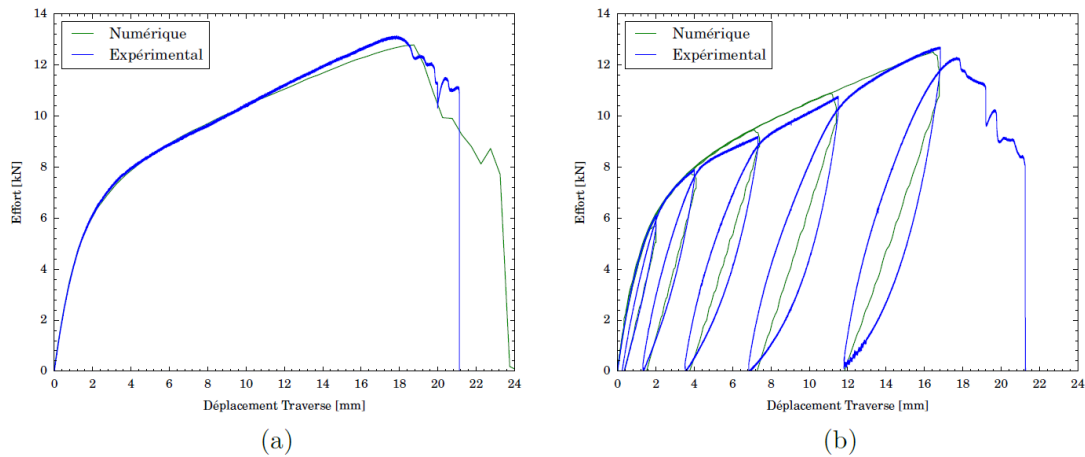


FIGURE 2.51 – Comparaison des courbes effort-déplacement traverse numériques et expérimentales après un essai de traction quasi-statique (a) normal et (b) cyclé sur deux plis de tissu carbone/époxy $\pm 45^\circ$

la déformation maximale en compression est abaissée aux points de tissage. Un étude par corrélation d'images a permis d'identifier un facteur d'abattement de 0,86.

Validation

Les simulations d'impact étant effectuées dans le code de calcul explicite Radioss, il a fallu mettre en place un moyen pour pouvoir réaliser une simulation de traction quasi-statique sur une éprouvette impactée et endommagée en amont dans ce même code de calcul. La position des noeuds et des éléments en fin de calcul d'impact peut être facilement récupérée et utilisée pour lancer un calcul de traction post-impact à partir des outils fournis par le logiciel. La récupération des valeurs des variables d'endommagement, qui sont définies dans des éléments et lois utilisateur, et leur attribution au début du calcul de propagation a nécessité le développement de routines FORTRAN et Python spécifiques.

La stratégie développée pour modéliser la propagation post-impact des dommages sous chargement de traction quasi-statique a été validée sur l'ensemble des configurations testées. Les résultats détaillés sont disponibles dans le manuscrit de thèse de Ange Rogani [58]. Ici, un focus est fait sur les deux configurations hybrides.

Dans un premier temps, des simulations d'impact sont réalisées sur les deux configurations hybrides pour toutes les énergies d'impact testées expérimentalement (1 J à 16 J). Le modèle utilisé pour l'impact au poids tombant est présenté sur la Figure 2.52. Ensuite, les simulations de traction quasi-statique post-impact sont réalisées. Le modèle utilisé est présenté sur la Figure 2.53.

Les faciès de rupture sont présentés sur la Figure 2.54; ils sont à comparer à ceux donnés sur la Figure 2.38. Les courbes effort-déplacement traverse et les évolutions des caractéristiques mécaniques résiduelles obtenues expérimentalement et par le calcul sont rassemblées sur la Figure 2.55. Une très bonne corrélation est observée entre les essais et le calcul tant sur la forme de la rupture que sur les courbes effort-déplacement et sur les caractéristiques résiduelles. La stratégie présentée permet de représenter les phénomènes identifiés expérimentalement.

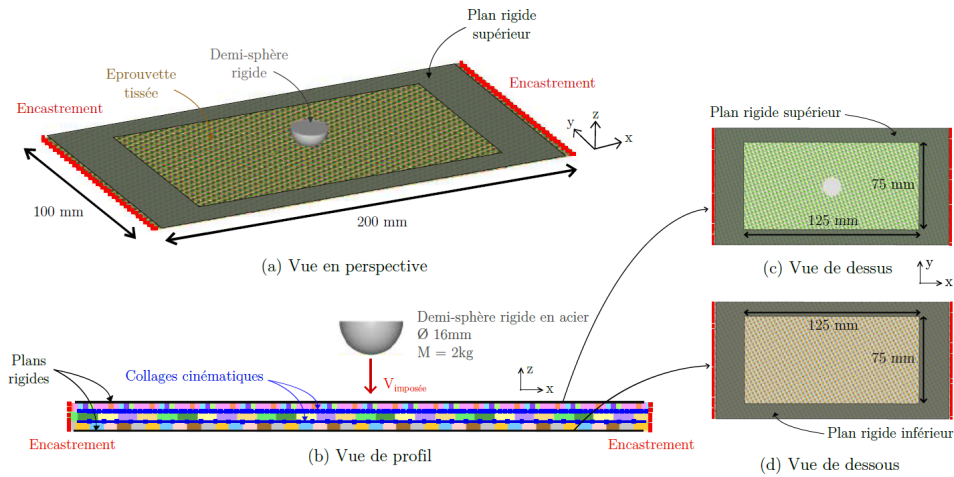


FIGURE 2.52 – Modèle éléments finis utilisé pour l’impact au poids tombant sur stratification hybride

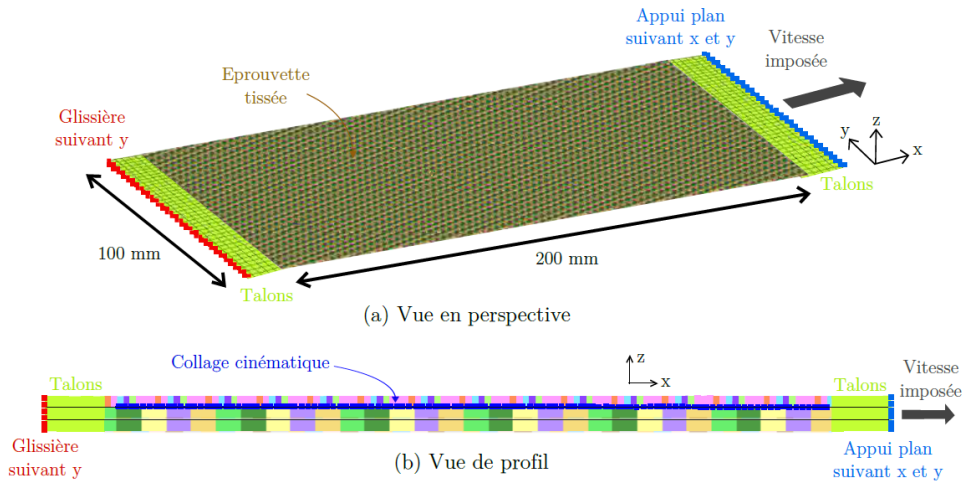


FIGURE 2.53 – Modèle éléments finis utilisé pour la simulation de traction

2.3.3.2 Traction cyclique post-impact

La stratégie de simulation mise en place est inspirée de celle décrite dans les travaux de thèse de Matthieu Bizeul [12] et Thomas Rouault [59] et qui consiste à chercher dans le modèle l’élément pour lequel la rupture en fatigue nécessite le nombre de cycles à rupture le plus faible et à le supprimer. Le calcul du nombre de cycles à rupture $N_{rupture}$ de chaque élément se fait grâce à des courbes de fatigue modélisées généralement par une loi de type Basquin :

$$N_{rupture} = \left(\frac{\varepsilon_6}{\varepsilon_{elem}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (2.23)$$

où ε_{elem} est la déformation de l’élément calculée au cours de la simulation, et où ε_6 (déformation à rupture à 10^6 cycles) et γ sont des paramètres à identifier.

Par ailleurs, l’accumulation du dommage dans les éléments est également prise en compte via une loi de type Miner et l’introduction de la variable :

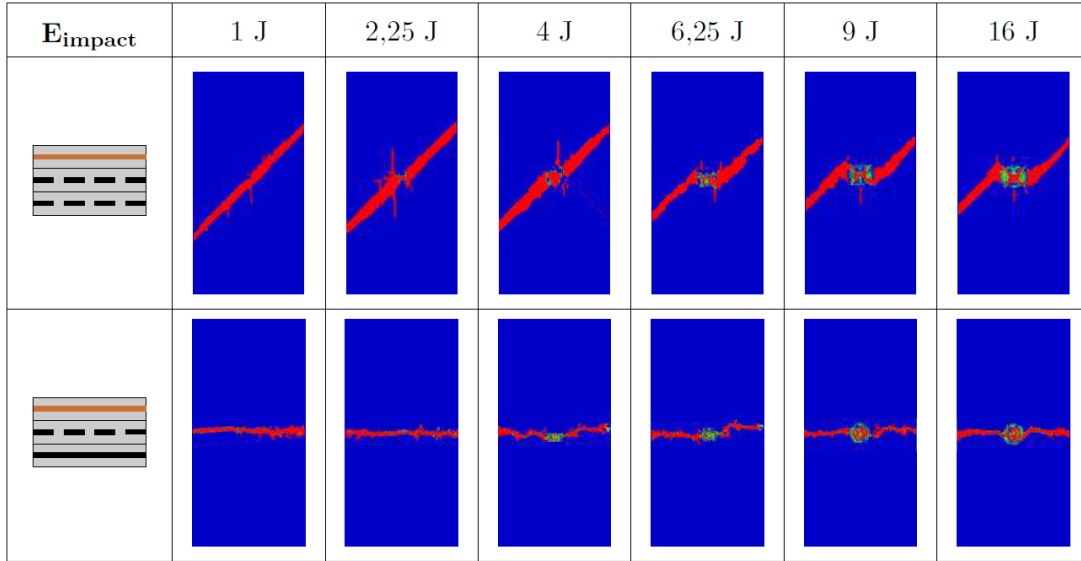


FIGURE 2.54 – Faciès de rupture obtenus après les simulations de traction quasi-statique sur les configurations hybrides impactées à différentes énergies

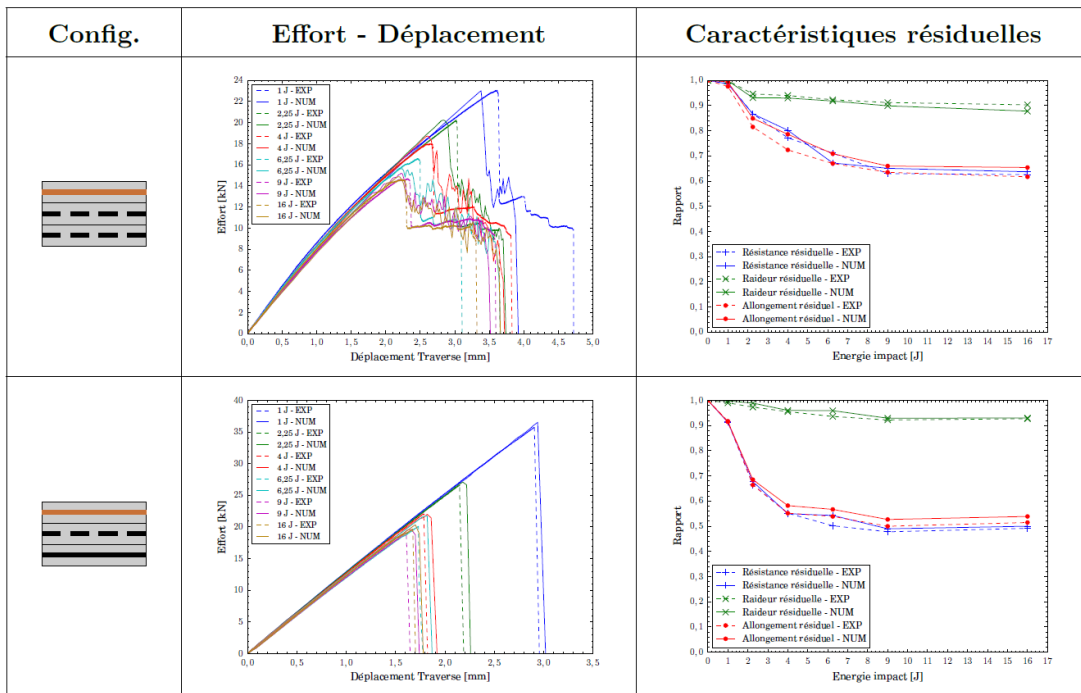


FIGURE 2.55 – Courbes effort-déplacement traverse et évolutions des caractéristiques mécaniques résiduelles obtenues après simulations de traction quasi-statique post-impact sur les configurations hybrides

$$D_m = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (2.24)$$

où n_i est le nombre de cycles effectués à la déformation ε_i pour laquelle le nombre de cycles à rupture est N_i . Si $D_m = 1$ alors l'élément est rompu.

Ainsi, chercher dans le modèle l'élément qui nécessite le nombre de cycles à rupture

le plus faible revient à chercher l'élément dont le nombre de cycles à rupture N_{elem} vérifie l'équation :

$$N_{elem} = \min_{j \in \text{maillage}} (1 - D_m(j)) \left(\frac{\varepsilon_6}{\varepsilon_j} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (2.25)$$

Dans la stratégie semi-continue, le comportement de la résine et des fibres est dissocié. Ainsi, dans la stratégie de modélisation, il faut chercher l'élément plaque (résine) ou l'élément barre (toron de fibres) du modèle qui nécessite le nombre de cycles à rupture le plus faible puis le supprimer.

Rupture de la résine

Les deux types d'endommagement en cisaillement observés lors des essais de traction fatigue sur les stratifiés sont identiques à ceux observés lors des essais de traction quasi-statique, soit :

- des décollements toron/résine qui évoluent rapidement au début de l'essai puis se stabilisent,
- des fissurations intra-torons qui s'initient une fois que les décollements ont commencé à se stabiliser et qui sont responsables de la rupture finale de la résine

Pour la modélisation de l'endommagement en cisaillement, deux variables distinctes d'endommagement en cisaillement plan, d_{xy}^a et d_{xy}^b , ont été introduites dans le modèle. Comme ces variables sont pilotées par le taux de restitution d'énergie Y_{xy} , le principe est ici de ne pas introduire des courbes $\varepsilon_{max} - N_{rupture}$ pour la rupture de la résine mais plutôt de se baser sur deux courbes $Y_{xy max} - N_{rupture a}$ et $Y_{xy max} - N_{rupture b}$ pour chaque type de dommage en cisaillement. Les nombres de cycles à rupture sont exprimés de manière similaire à l'Equation 2.25 :

$$\begin{cases} N_{rupture a} = (1 - D_{m \text{ resine}}) \left(\frac{Y_a}{Y_{xy} - Y_{0f}^a} \right)^{\frac{1}{\alpha}} \\ N_{rupture b} = (1 - D_{m \text{ resine}}) \left(\frac{Y_b}{Y_{xy} - Y_{0f}^b} \right)^{\frac{1}{\beta}} \end{cases} \quad (2.26)$$

où Y_a , α , Y_b et β sont des paramètres de la loi de fatigue identifiés par méthode inverse sur la base de simulations de traction cyclique. De plus, en se basant sur la littérature [29 ; 42], des valeurs seuils Y_{0f}^a et Y_{0f}^b ont été introduites pour chacun de ces endommagements.

Rupture des torons de fibres

Concernant le nombre de cycles à rupture en traction des torons de fibres, il est calculé par :

$$N_{rupture \text{ toron}} = (1 - D_{m \text{ toron}}) \left(\frac{\varepsilon_6}{\varepsilon_{\text{toron}}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (2.27)$$

Les valeurs de ε_6 et γ ont été identifiées et fournies par Airbus Helicopters pour les tissus carbone/epoxy et verre/epoxy via des essais de caractérisation en fatigue sur des stratifiés orientés à (0°/90°).

Sachant que le comportement de l'éprouvette impactée de configuration V0C45C45 est le même en fatigue et en quasi-statique avec une propagation de ruptures en compression des mèches transverses et de ruptures en traction des mèches dirigées dans le sens de la sollicitation, des courbes de fatigue $\varepsilon_{max} - N_{rupture}$ ont également été introduites pour la rupture des torons en compression telles que :

$$\frac{\varepsilon_6^{comp}}{\varepsilon_6} = \frac{\varepsilon_{barre}^{comp max}}{\varepsilon_{barre}^{traction max}} \quad (2.28)$$

où $\varepsilon_{barre}^{traction max}$ et $\varepsilon_{barre}^{comp max}$ sont les déformations maximales de traction et de compression utilisées pour les critères de rupture des torons en quasi-statique. Enfin, pour pouvoir prendre en compte la faiblesse en compression au niveau des points de tissage, les courbes $\varepsilon_{max}^{comp} - N_{rupture}$ sont abaissées du même facteur que celui identifié en quasi-statique pour les barres localisées aux points de tissage.

Délaminage

Afin de représenter le délaminage en fatigue dans le modèle semi-continu, une loi de type Basquin a été introduite pour chaque élément d'interface du modèle, de manière similaire à ce qui a déjà été fait pour les éléments barre et plaque. Le nombre de cycles à rupture des éléments d'interface est calculé par :

$$N_{rupture inter} = (1 - D_{m inter}) \left(\frac{\sigma_6}{\sigma_{II}} \right)^{\frac{1}{\lambda}} \quad (2.29)$$

où σ_{II} est la contrainte en mode II calculée dans l'interface cohésive, σ_6 est la contrainte à rupture à 10^6 cycles et λ un paramètre de la loi de fatigue. Un ordre de grandeur des valeurs utilisées pour σ_6 et λ a été fourni par Airbus Helicopters. Dans ce cas, la loi est uniquement introduite pour le carbone, la propagation de délaminage en fatigue ayant été observée uniquement entre les plis de carbone C45 et C0.

Stratégie de calcul

La stratégie de simulation repose sur des itération entre un calcul quasi-statique et un calcul de fatigue. Les étapes de calcul sont les suivantes :

- Une montée quasi-statique est réalisée numériquement jusqu'à l'allongement maximum du cycle $\Delta L = \Delta L_{sta} + \Delta L_{dyn}$. Puis, un premier calcul des déformations et des fonctions thermodynamiques est effectué pour tous les éléments du modèle.
- Le calcul entre ensuite dans le module fatigue :
 - Tout d'abord, le nombre de cycles à rupture est calculé pour chaque élément barre et chaque élément plaque du modèle en se basant sur les lois présentées précédemment.
 - Si le nombre de cycle minimal $\Delta N_{cycle max}$ est atteint pour un élément barre, alors celui-ci est supprimé du modèle ainsi que l'élément plaque. En effet, il est supposé que la rupture du toron entraîne également la rupture de la résine dans le toron et à l'interface entre deux torons.

- Si le nombre de cycle minimal $\Delta N_{cycle\ max}$ est atteint pour un élément plaque : si ce dommage correspond aux décollements toron/résine, il ne faut pas totalement supprimer l'élément plaque car les fissurations intra-torons ne sont pas encore apparues, la variable d'endommagement de ce dommage est alors mise égale à 0,5. Si ce dommage correspond aux fissurations intra-torons, alors l'élément plaque est complètement supprimé.
- Une fois que l'élément barre ou plaque a été supprimé, toutes les variables de Miner sont mises à jour (pour simuler l'accumulation du dommage). Le nombre de cycles vaut $N_{cycle}(n) = N_{cycle}(n - 1) + \Delta N_{cycle\ max}$.
- Avant de passer à l'itération suivante, le calcul repasse par le module statique afin d'obtenir les nouvelles déformations et les nouveaux taux de restitution d'énergie pour chaque élément du modèle.

Validation

Comme pour la traction quasi-statique, la stratégie développée pour modéliser la propagation post-impact des dommages sous chargement de traction cyclique a été validée sur l'ensemble des configurations testées. Les résultats détaillés sont disponibles dans le manuscrit de thèse de Ange Rogani [58]. Ici, un focus est fait sur les deux configurations hybrides.

Les faciès de rupture obtenus après les simulations de traction cyclique sur les éprouvettes impactées de configuration V0C45C45 sont regroupés sur la Figure 2.56 . Quels que soient l'énergie d'impact ou bien le niveau d'allongement imposé, les faciès sont identiques avec une rupture à 45° du pli de verre et une fissuration à 45° sans rupture des plis de carbone.

Les évolutions des longueurs de rupture des fibres en fonction du nombre de cycles de fatigue dans le pli de verre sont également similaires à celles qui ont été relevées expérimentalement (Figure 2.57) en termes de forme, de nombre de cycles à initiation et de nombre de cycles à rupture. Le modèle est ainsi validé en traction cyclique post-impact pour la stratification hybride V0C45C45 pour laquelle aucune propagation de délaminage en fatigue n'a été observée au cours des essais.

Pour la configuration V0C45C0, l'évolution des dommages et le faciès de rupture final obtenu numériquement est très similaire à ce qui a été observé expérimentalement dans le cas de l'évolution 2, c'est à dire le cas ou une rupture totale de l'éprouvette à lieu en un nombre de cycles faibles (<100000), observés pour les plus gros dommages initiaux et niveau d'allongement imposés (Figure 2.58). Ce résultat est cohérent car pour cette évolution il n'y a pas de nouveaux phénomènes mis en jeu dans le scénario par rapport à ceux identifiés sur la propagation post-impact de la configuration V0C45C45.

Néanmoins, dans les cas pour lesquels on observe expérimentalement l'évolution 1, c'est à dire une rupture du pli supérieur à 45° et une multi-fissuration matricielle du pli inférieur dans la direction du chargement, le modèle permet de représenter les phénomènes physiques observés, mais n'est pas représentatif quantitativement. Cela peut s'expliquer par une mauvaise identification ou représentation du phénomène de délaminage en fatigue. En effet, comme on peut le voir sur la Figure 2.59, l'ajout de la propagation du délaminage en fatigue permet d'obtenir des zones délaminées entre les deux plis de carbone un peu plus étendues que celles observées expérimentalement. Cela induit une propagation verticale de l'endommagement matriciel du pli C0 plus importante. Par ailleurs, cela permet également

2.3 Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans les revêtements des pales d'hélicoptère

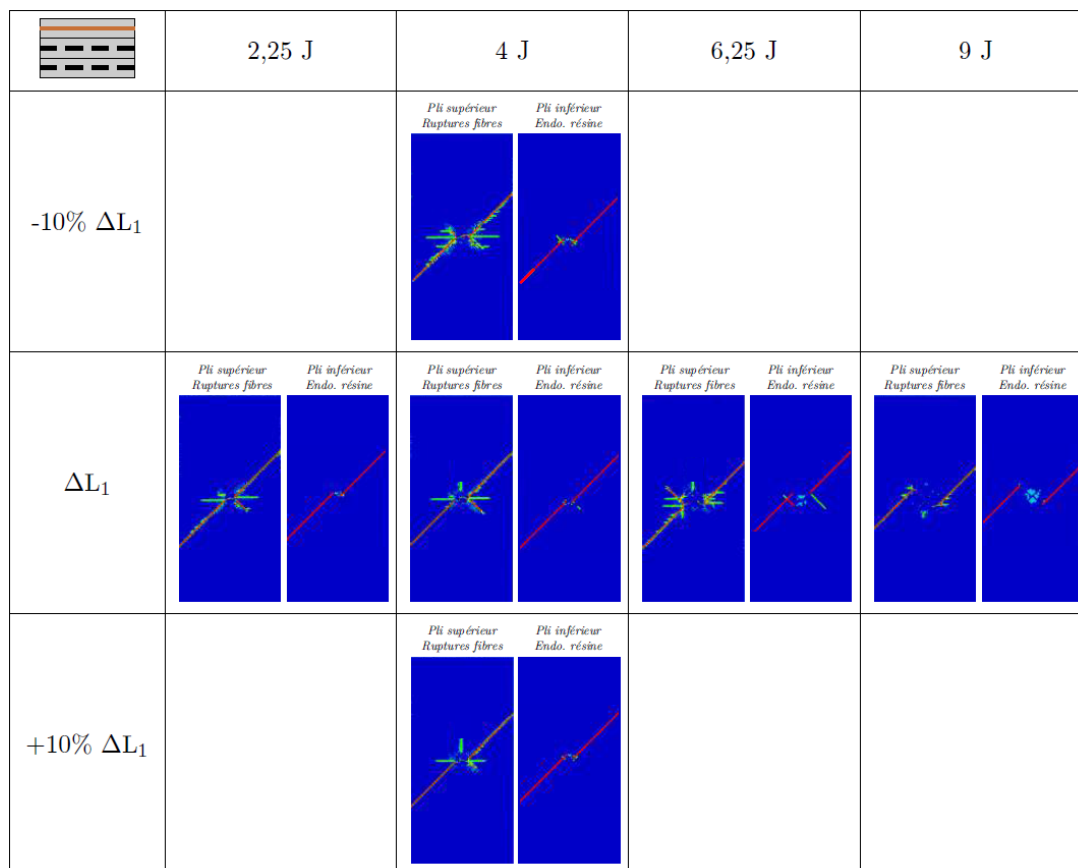


FIGURE 2.56 – Faciès de rupture obtenus après les simulations de traction cyclique sur les éprouvettes impactées de la configuration V0C45C45

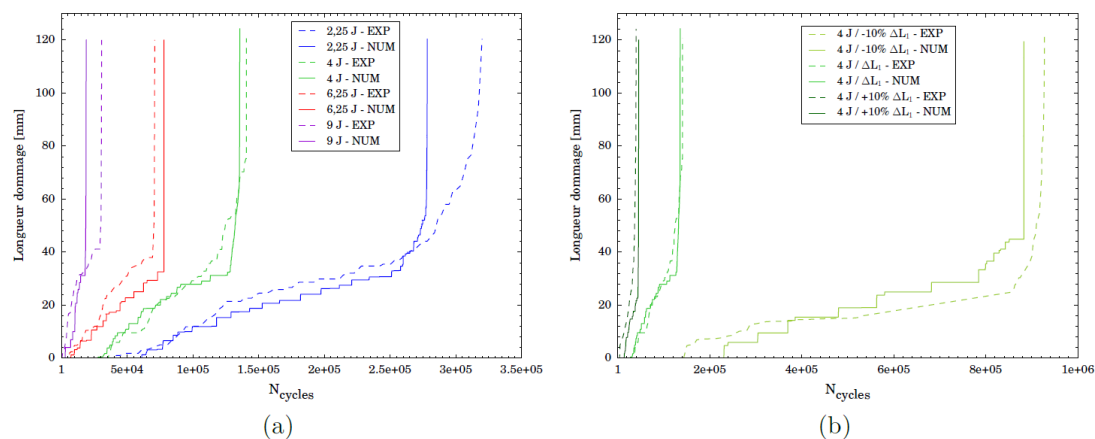


FIGURE 2.57 – Comparaison expérimental/numérique des évolutions des longueurs de ruptures de fibres dans le pli de verre en fonction (a) de l'énergie d'impact et (b) du niveau d'allongement imposé

la propagation à 45° des ruptures de fibres dans le pli de verre. Cependant, la rupture du pli de verre a lieu pour un nombre de cycles un peu plus élevé que pour l'essai de fatigue. Les futurs travaux devront ainsi se focaliser sur l'identification et l'implémentation dans le modèle d'une loi de propagation de délaminage en fatigue.

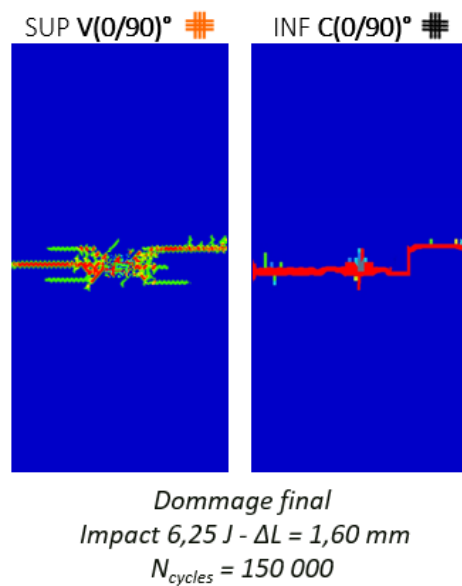


FIGURE 2.58 – Faciès de rupture obtenus après les simulations de traction fatigue sur les éprouvettes impactées de la configuration V0C45C0 pour l'évolution 2

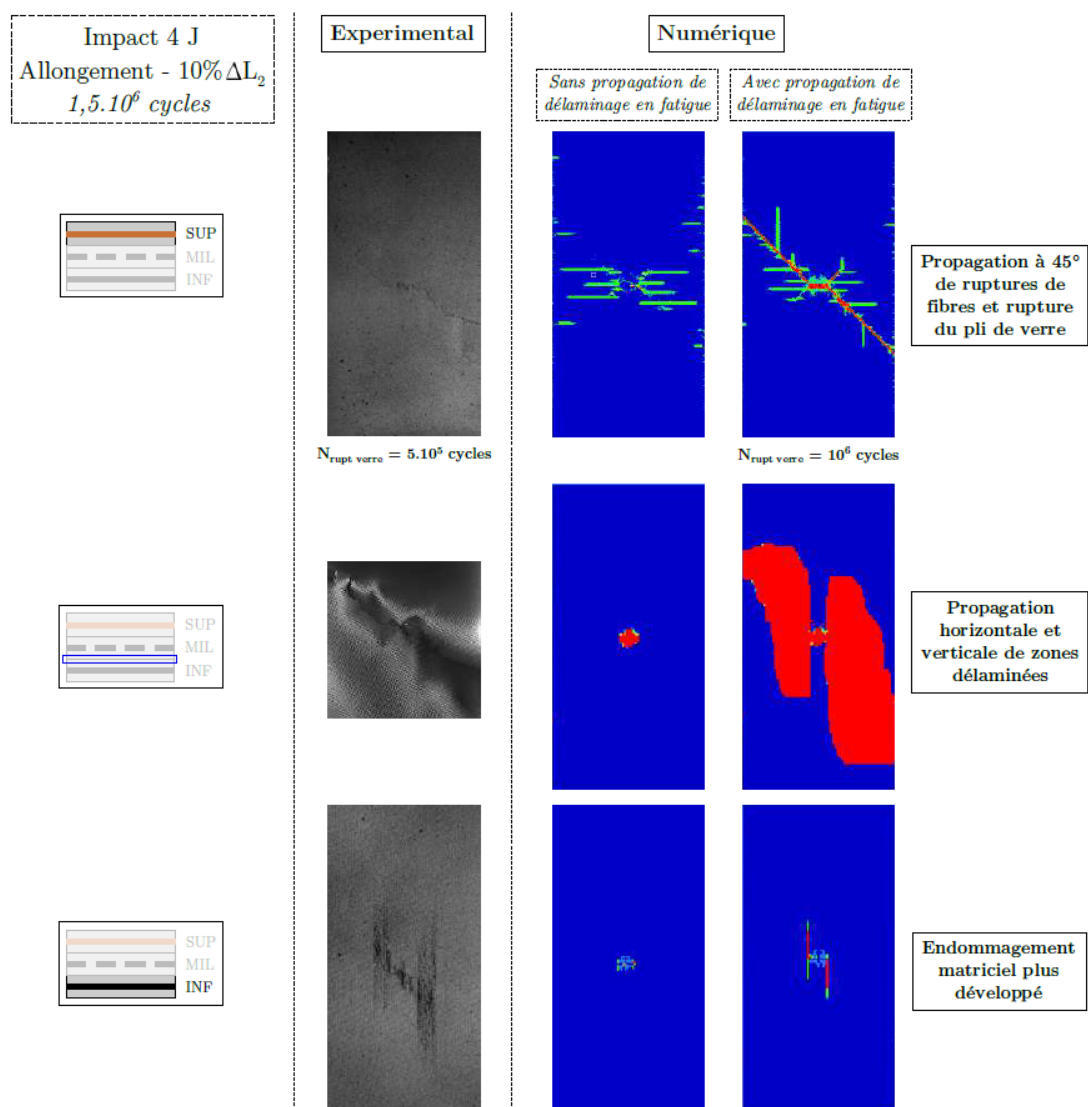


FIGURE 2.59 – Propagation en fatigue du dommage post-impact dans une éprouvette de configuration V0C45C0 avec introduction du délaminage en fatigue

2.4 Étude du comportement des stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact

2.4.1 Contexte

Les travaux décrits dans cette partie ont été réalisés en parallèle des recherches exposées dans les deux sections précédentes. Alors que ces dernières ont montré qu'en se plaçant à une échelle de modélisation proche des phénomènes physiques qui pilotent l'endommagement et la propagation des dommages il était possible de prédire de manière fiable la réponse à l'impact des peaux de pales d'hélicoptères formées de trois plis de tissus composite, l'idée des travaux exposés ici est de proposer des pistes d'amélioration des stratifiés à la tenue à l'impact.

Une des pistes proposées concerne l'hybridation, et plus particulièrement l'éventuel bénéfice apporté par la modification de l'architecture des plis au sein du stratifié, via l'introduction de nappes unidirectionnelles (UD).

Pour vérifier l'intérêt d'une telle hybridation, des essais d'impact au poids tombant et d'impact oblique au canon ont été réalisés sur quatre stratifiés :

- deux stratifiés composés de trois plis de tissus : le premier avec un drapage à $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)]$ et le deuxième à $[\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)/\pm 45^\circ]$;
- deux stratifiés hybrides avec le même drapage mais où le pli de tissus à $(0^\circ-90^\circ)$ est remplacé par trois plis de nappes UD orientées à $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$. Le premier drapage est donc $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]]$ et le second $[\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]/\pm 45^\circ]$

La représentation simplifiée des ces quatre drapages qui sera utilisée dans la suite de cette partie est donnée sur la Figure 2.60. Les matériaux utilisés sont des carbone/epoxy G963/913 pour les tissus et HTA7/913 pour les UD. Les moyens d'essais sont ceux décrits dans les sections précédentes. Les conditions d'essai ainsi que les configurations des éprouvettes testées sont représentées sur la Figure 2.61.

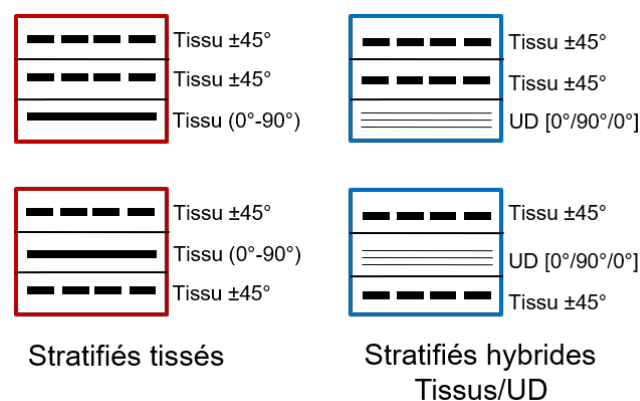


FIGURE 2.60 – Représentation des quatre configurations étudiées

Les courbes force-déplacement mesurées lors des essais d'impact au poids tombant sont comparées sur la Figure 2.62 pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)]$ et $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]]$, et sur la Figure 2.63 pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)/\pm 45^\circ]$ et $[\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]/\pm 45^\circ]$. Lorsque le pli à 0° est placé sur la face opposée à l'impact, la rigidité est la même entre

2.4 Étude du comportement des stratifiés hybrides tissus/unidirectionnels sous chargement d'impact

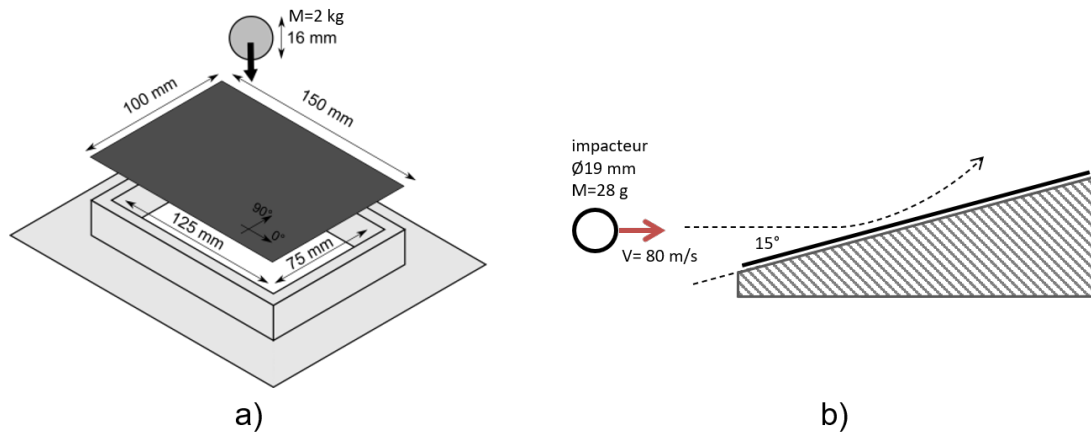


FIGURE 2.61 – Vitesse, masse de l'impacteur et angle d'impact pour les essais a) d'impact au poids tombant et b) d'impact oblique au canon

les stratifiés tissé et hybride. En revanche, un effort à rupture 30% supérieur pour le stratifié hybride est mesuré. La chute d'effort est brutale pour la configuration hybride alors qu'un plateau d'effort est observé sur la réponse du stratifié tissé. L'énergie dissipée est équivalente pour les deux configurations, avec une différence de 3.6%.

Lorsque le pli à 0° est placé au centre de l'empilement, la réponse du stratifié hybride est plus proche de celle du stratifié tissé. En effet la rigidité est équivalente et, pour les deux configurations une chute d'effort suivie d'un plateau de stabilisation est observé. Néanmoins, l'effort maximal vu par le stratifié hybride est supérieur de 24% et l'énergie absorbée est 37% plus grande pour le stratifié tissé.

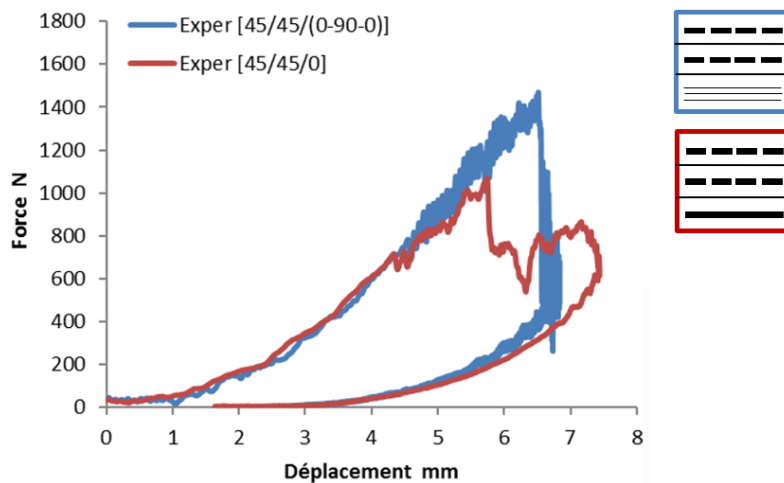


FIGURE 2.62 – Courbes force-déplacement pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)]$ et $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]]$ soumis à un impact au poids tombant

Les faciès de rupture obtenus à la suite des essais d'impact oblique au canon sont donnés sur la Figure 2.64 pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)]$ et $[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]]$, et sur la Figure 2.65 pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)/\pm 45^\circ]$ et $[\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]/\pm 45^\circ]$. Pour les configuration où le pli à 0° est sur la face opposé à l'impact, aucun dommage n'est observé sur la face supérieure. En revanche, sur la face inférieure, très peu de dommages sont visibles pour le stratifié hybride alors qu'une fissure orientée dans l'axe de tir

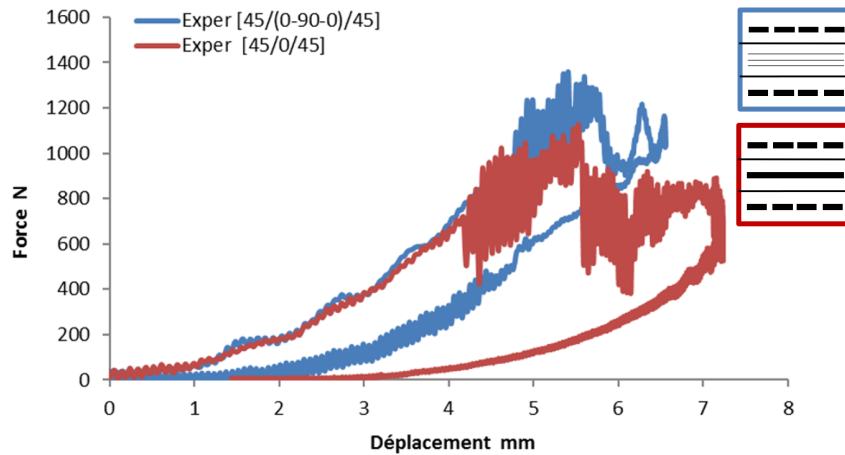


FIGURE 2.63 – Courbes force-déplacement pour les stratifiés $[\pm 45^\circ / (0^\circ - 90^\circ) / \pm 45^\circ]$ et $[\pm 45^\circ / [0^\circ / 90^\circ / 0^\circ] / \pm 45^\circ]$ soumis à un impact au poids tombant

et longue de 78 mm est mesurée sur le stratifié tissé.

En ce qui concerne les configurations où le pli à 0° est au milieu de l'empilement, les dommages mesurés sont de taille équivalente sur la face opposée à l'impact des deux stratifications. Néanmoins, le stratifié tissé présente un dommage d'une longueur de 33 mm sur la face impactée alors qu'aucun dommage n'est visible sur la face impactée du stratifié hybride.

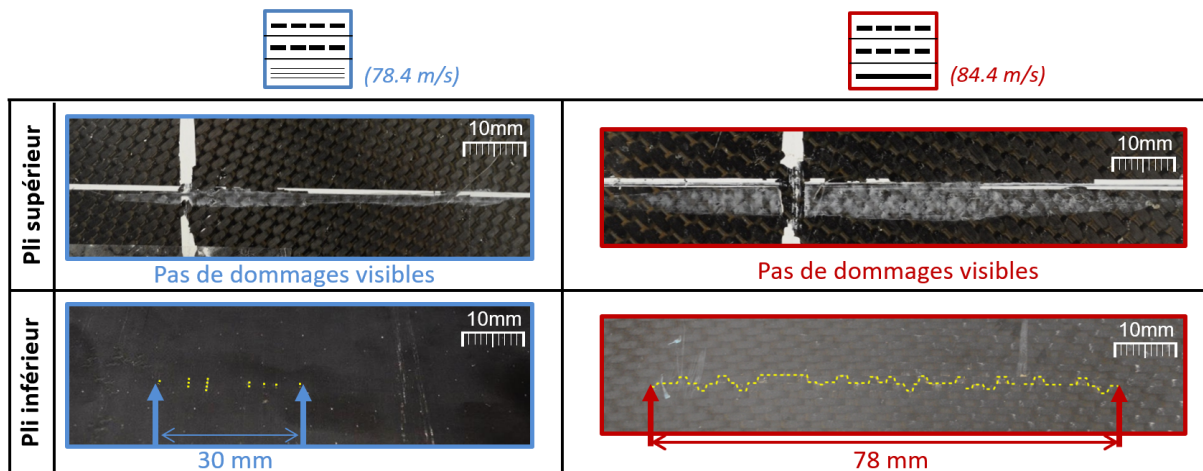


FIGURE 2.64 – Faciès de rupture pour les stratifiés $[\pm 45^\circ / \pm 45^\circ / (0^\circ - 90^\circ)]$ et $[\pm 45^\circ / \pm 45^\circ / [0^\circ / 90^\circ / 0^\circ]]$ soumis à un impact oblique à moyenne vitesse

Cette campagne préliminaire a permis de montrer que les dommages étaient globalement plus faibles sur les stratifiés hybrides que sur les stratifiés uniquement constitués de tissus. Ainsi il apparaît que l'hybridation tissus/UD des stratifiés est une piste à étudier pour optimiser la tenue à l'impact.

Les travaux présentés dans cette section portent sur le développement d'un nouvel élément, compatible avec la modélisation mise en place pour les tissus, et capable de représenter le comportement des nappes UD. L'objectif est de pouvoir modéliser le comportement à l'impact des stratifiés hybrides tissus/UD pour pouvoir, a termes, se servir

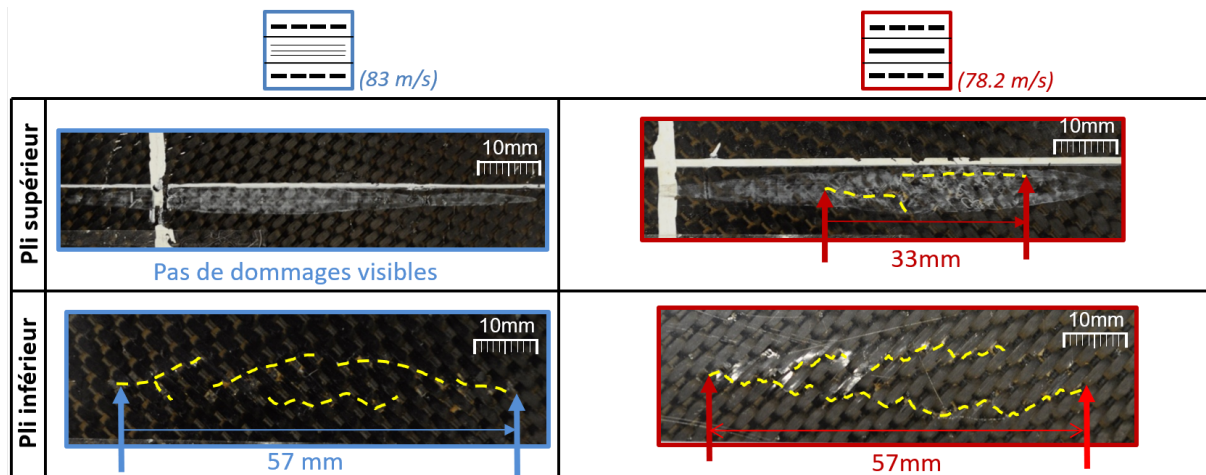


FIGURE 2.65 – Faciès de rupture pour les stratifiés $[\pm 45^\circ/(0^\circ-90^\circ)/\pm 45^\circ]$ et $[\pm 45^\circ/[0^\circ/90^\circ/0^\circ]/\pm 45^\circ]$ soumis à un impact oblique à moyenne vitesse

des modèles numériques pour mieux comprendre le comportement de ces stratifiés et proposer des pistes pour en améliorer le comportement à l'impact.

Ces travaux ont été menés dans le cadre des thèses de Bassam Mahmoud (2013-2017) [39] durant laquelle un élément UD basé sur la stratégie semi-continue a été développé pour le cas d'un stratifié de faible épaisseur ; et de Ldjoudi Manseri (2017-2020) [40] qui a implémenté un élément cohésif spécifique pour représenter le cisaillement hors-plan intralaminare afin d'étendre la modélisation semi-continue des UD aux stratifiés hybrides de plus grande épaisseur.

2.4.2 Développement d'un élément unidirectionnel

Le développement de l'élément UD décrit dans cette partie repose sur la même approche que ce qui a été fait pour l'élément tissu composite présenté dans les parties précédentes. Les mécanismes de ruine importants à prendre en compte dans le modèle sont identifiés à partir d'observations expérimentales. Le faciès de rupture d'un stratifié UD de faible épaisseur (< 3 mm) après un impact oblique est donné sur la Figure 2.66. Dans un premier temps des fissures apparaissent dans la résine. Elle sont principalement orientées parallèlement aux fibres et se développent entre les paquets de fibres. La propagation de ces fissures aboutit à un état où les mèches de fibre ne sont plus stabilisées. Elles viennent finalement rompre en traction si le chargement est suffisamment important.

Ainsi, dans l'esprit de l'approche semi-continue, les rôles des mèches de fibre et de la résine sont distingués grâce à l'utilisation de deux types d'éléments : des éléments barre pour les mèches de fibre, stabilisés par des éléments 2D spécifiques endommageables qui représentent la résine (Figure 2.67). Bien que cela soit moins évident que pour la modélisation des tissus, la taille du maillage dépend aussi de la structure du pli. En effet si on observe une nappe unidirectionnelle T700/M21 non polymérisée au microscope (Figure 2.67), on constate qu'elle est constituées de paquets de fibres agglomérés. Ils ont une largeur relativement constante (de l'ordre d'un millimètre) qui correspond à la largeur des mèches observées post impact.

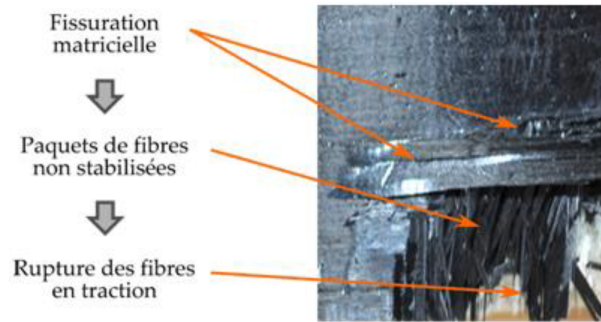


FIGURE 2.66 – Faciès de rupture d'un stratifié UD après impact

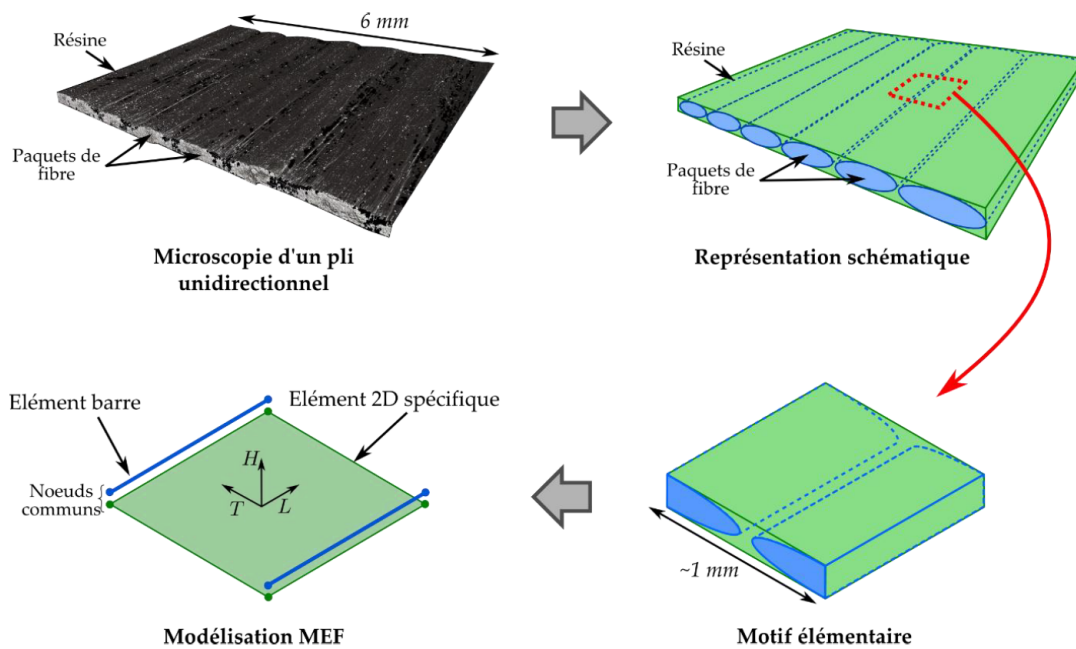


FIGURE 2.67 – Principe de la modélisation semi-continue d'un pli UD

Eléments barre

Les éléments barre utilisés pour représenter les paquets de fibre ont la même formulation que ceux utilisés pour représenter les torons de fibres des tissus, décrite dans la Partie 2.2.3.2. La loi utilisée a un comportement linéaire élastique avec une rupture fragile. Comme pour la modélisation des tissus, le module élastique et la section des barres est déterminé à partir des propriétés du matériau (module, épaisseur et taux volumique de fibre).

Eléments 2D

La formulation de l'élément plaque utilisé est la même que celle décrite dans la Partie 2.2.3.2. C'est un élément quadrangle linéaire à quatre point d'intégrations. La cinématique de l'élément suit la théorie des plaques de Reissner-Mindlin.

Un repère d'orthotropie est construit afin d'identifier les directions longitudinale (parallèle aux fibres) et transversale (perpendiculaire aux fibres) dans l'élément. La base de ce repère est notée $(\mathbf{e}_L, \mathbf{e}_T, \mathbf{e}_H)$.

Comme ce repère est lié à la direction des fibres, il doit pouvoir suivre les déformations de l'élément pendant le calcul. Pour cela, au début du calcul, le vecteur direction longitudinale \mathbf{X}_L est exprimé dans le repère paramétrique. Le passage du repère paramétrique au repère de l'élément est réalisé en utilisant la matrice Jacobienne de la transformation qui relie le repère local au repère paramétrique (Figure 2.68).

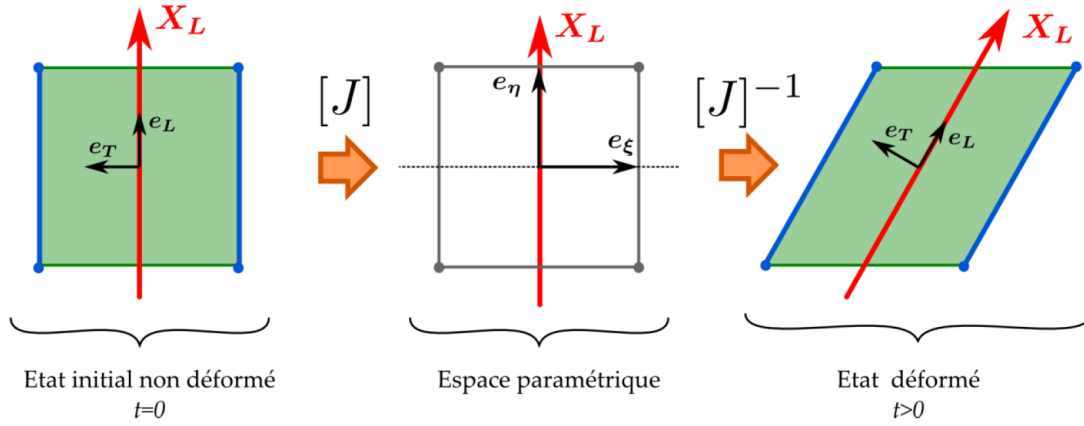


FIGURE 2.68 – Actualisation du repère d'orthotropie au cours de la transformation

Étant donné que les éléments barre ne travaillent pas en flexion, les propriétés élastiques de l'élément 2D ne sont pas les mêmes selon le type de sollicitation. La Figure 2.69 résume les différents paramètres qui définissent le comportement élastique de l'élément.

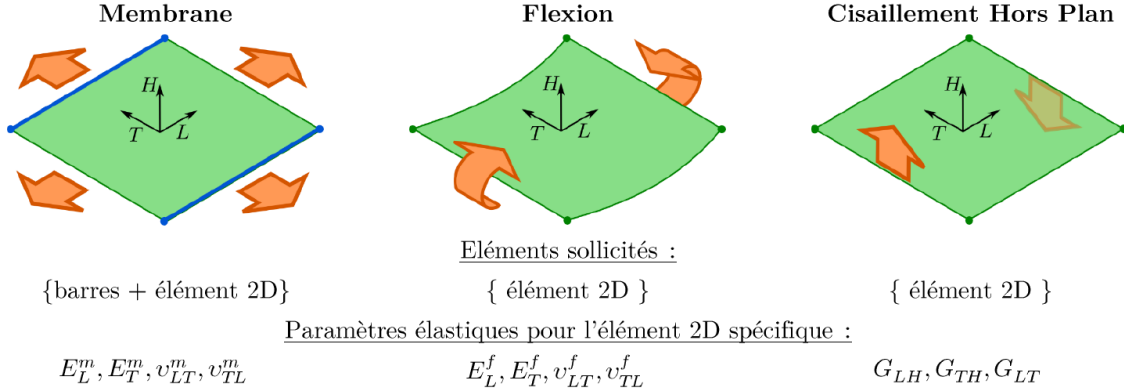


FIGURE 2.69 – Paramètres élastiques de l'élément 2D

De la même manière que pour l'élément tissus, trois variables d'endommagement (d_L, d_T, d_{cis}) sont introduites afin de dégrader irréversiblement les modules élastiques dans le sens longitudinal, transversal et de cisaillement plan. Pour les deux premières variables, leur évolution est formulée classiquement en fonction des taux de restitution d'énergie de la même manière que pour l'Equation 2.6. La troisième variable, d_{cis} , permet de dégrader la raideur en cisaillement plan quand une des deux direction est totalement endommagée :

$$d_{cis} = \max(d_L, d_T) \quad (2.30)$$

Enfin le comportement non-linéaire observé de manière classique en cisaillement plan est introduit via l'implémentation d'une loi elasto-pseudo-plastique. Le même schéma itératif de retour radial que celui donné à l'Equation 2.10 pour l'élément tissu est utilisé pour

calculer la part de déformations plastiques dans les déformations totales en cisaillement plan.

Identification et validation

L'identification des paramètres du modèle se fait par méthode inverse en s'appuyant sur des essais de traction simple et de flexion trois points sur des stratifiés monodirectionnels orientés à 0° , 90° et 45° .

La validation de cette stratégie de modélisation s'est faite sur des stratifié de faible épaisseur (<3 mm) pour différents drapages et différents matériaux soumis à des essais à basse vitesse (poids tombant) et moyenne vitesse (impact oblique au canon). Un exemple de comparaison des résultats expérimentaux et numériques est donné sur la Figure 2.70 pour un essai d'impact au poids tombant sur un stratifié constitué de plis en T700/M21. L'impacteur hémisphérique de diamètre 16 mm et de masse 2 kg impacte l'éprouvette à une vitesse de 2 m/s. Le drapage est $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ pour une épaisseur de plaque de 1.44 mm. On observe une très bonne corrélation entre l'expérimental et le numérique.

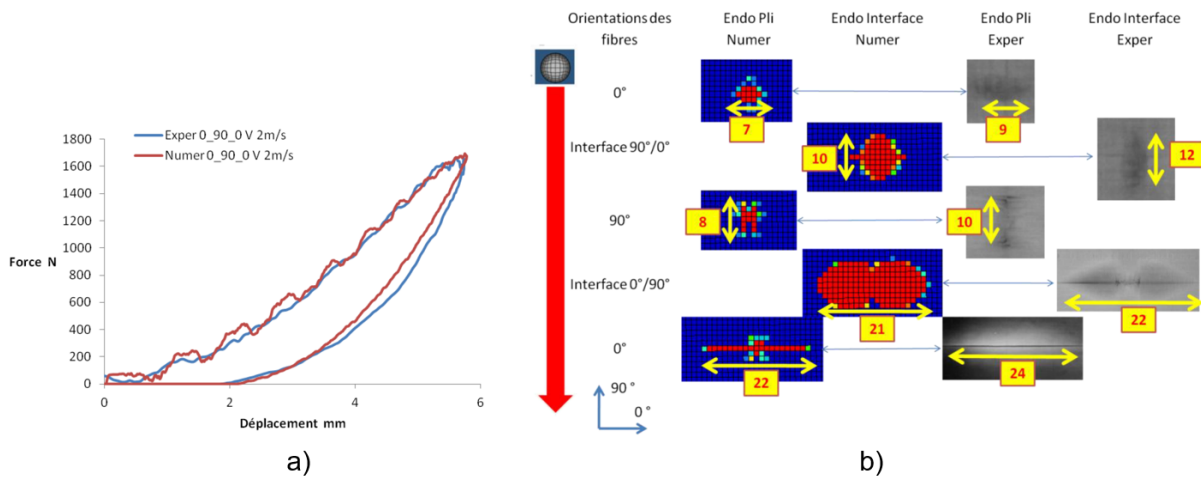


FIGURE 2.70 – a) Courbes force-déplacement et b) endommagement des plis et de l'interface pour un impact à 2 m/s - 4 J sur un stratifié de 3 plis $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ en T700/M21

2.4.3 Modélisation des stratifiés unidirectionnels et hybrides de forte épaisseur sous chargement d'impact

2.4.3.1 Développement d'un élément d'interface de fissuration intra-laminaire

La stratégie proposée et implémentée pour représenter le comportement à l'impact des stratifiés UD sous chargement d'impact a pu être validée pour différents matériaux et différentes stratifications. Néanmoins, cette modélisation n'est valide que pour les stratifiés de faible épaisseur (<3 mm). En effet, pour des épaisseurs plus grandes, la ruine des stratifiés est initiée et pilotée par la fissuration matricielle intralaminaire due au cisaillement hors-plan [2 ; 15 ; 16]. Ces fissures vont initier les délaminages qui vont ensuite se propager durant l'impact. Une tomographie en coupe d'un stratifié UD épais de 4.2 mm après un impact au poids tombant est donné sur la Figure 2.71. Sur cette image les fissurations intralaminaire et le délaminage sont clairement visible. Pour représenter au mieux

la ruine des stratifiés UD épais il est donc nécessaire de reproduire ces fissures matricielles intralaminaires.

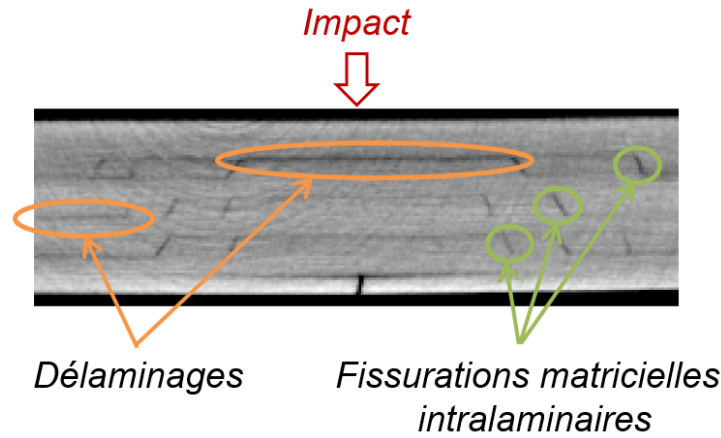


FIGURE 2.71 – Fissurations matricielles et délaminage sur un stratifié HTA7/913 [0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°/90°/0°] impacté à 3 m/s

Pour cela, un nouvel élément cohésif a été implémenté. Il est introduit dans le maillage entre les éléments UD et parallèlement aux fibres, comme illustré sur la Figure 2.72 .

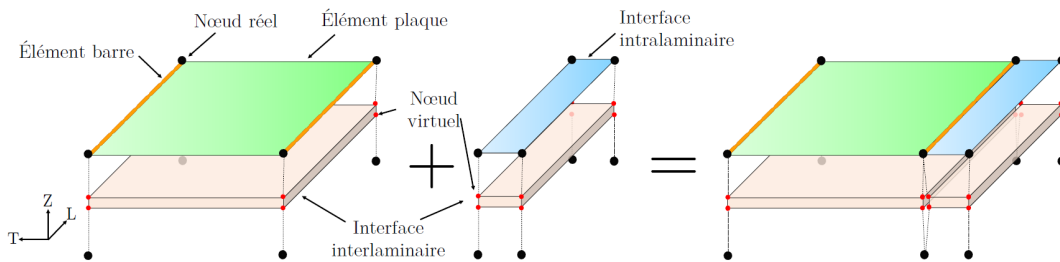


FIGURE 2.72 – Représentation schématique de l'élément d'interface intralaminare situé entre les éléments UD

Cet élément d'interface de fissuration intralaminare est un élément quadrangle connecté par ses noeuds aux éléments spécifiques UD décrits dans la section précédente. Les degrés de liberté nodaux sont les mêmes que ceux des plaques adjacentes, c'est à dire trois translations et deux rotations hors-plan, comme représenté sur la Figure 2.73.

Le comportement implémenté est celui d'une interface cohésive situé entre les arêtes (1-4) et (2-3). Il est similaire à celui implémenté dans l'interface interlaminaire présenté dans la Partie 2.2.3.3. L'état de contraintes de l'élément est déduit des sauts de déplacements relatifs ainsi que des sauts de rotations relatifs de ses noeuds. Cet élément présente deux points d'intégration situés le long du segment qui relie le centre de l'arête (1-2), noté α et le centre de l'arête (3-4), noté β (Figure 2.73.c).

Les fonctions de forme sont linéaires et sont exprimées en fonction des coordonnées paramétriques par :

$$\begin{cases} N_{\alpha}(\xi, \eta) = N_{\alpha}(\eta) = \frac{1 - \eta}{2} \\ N_{\beta}(\xi, \eta) = N_{\beta}(\eta) = \frac{1 + \eta}{2} \end{cases} \quad (2.31)$$

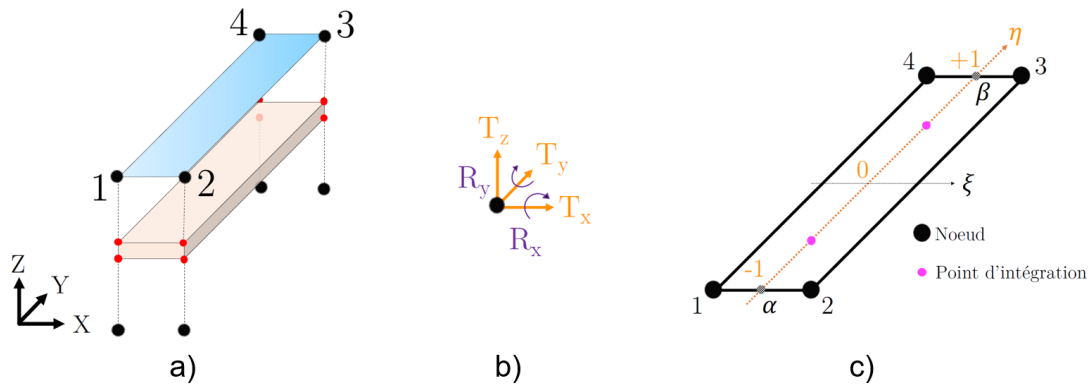


FIGURE 2.73 – a) Représentation schématique, b) degrés de liberté nodaux et c) représentation dans le repère paramétrique de l'interface intralaminare

L'élément développé a pour but de représenter le comportement de la résine entre les torons de fibres lorsque celle-ci est sollicitée lors d'un chargement d'impact. Trois sollicitations élémentaires ont été identifiées : la traction dans le sens travers, le cisaillement plan et le cisaillement hors-plan.

La Figure 2.74 présente les degrés de liberté pris en compte pour reprendre ces trois sollicitations : trois sauts de déplacement δ_l , δ_t et δ_z , respectivement sauts de déplacement en cisaillement plan, en traction et en cisaillement hors-plan ; et 2 sauts de rotation $\delta\theta_l$ et $\delta\theta_t$ autour des axes L et T.

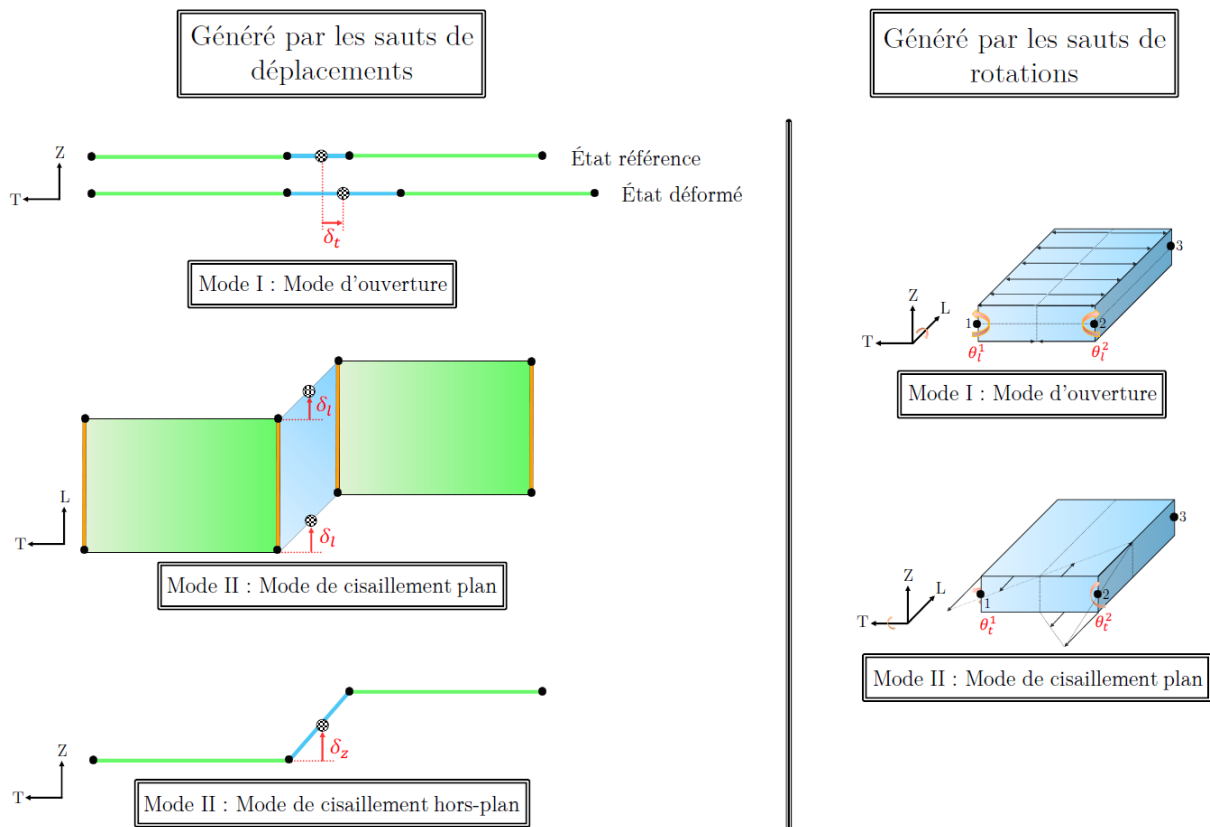


FIGURE 2.74 – Comportement de l'interface intralaminare

Les contraintes sont calculées à chaque point d'intégration à partir des sauts de déplacement par la relation :

$$\begin{cases} \sigma_{tt}^{\delta} = K_{tt} \cdot \delta_t \\ \sigma_{lt}^{\delta} = K_{lt} \cdot \delta_l \\ \sigma_{tz}^{\delta} = K_{tz} \cdot \delta_z \\ \sigma_{tt}^{\delta\theta} = K_{tt}^r \cdot \delta\theta_t \\ \sigma_{lt}^{\delta\theta} = K_{lt}^r \cdot \delta\theta_l \\ \sigma_{tz}^{\delta\theta} = 0 \end{cases} \quad (2.32)$$

où d_i est un variable d'endommagement qui assure la dégradation, c'est à dire la fissuration intralaminare, et où K_{tt} , K_{lt} , K_{tz} , K_{tt}^r et K_{lt}^r sont les rigidités linéiques initiales de l'interface calculées à partir des caractéristiques matériaux du pli et des dimensions du maillage.

L'endommagement est calculé à partir des mêmes lois de traction-séparation bilinéaires avec prise en compte de la mixité des des modes que celles utilisées pour l'élément d'interface interlaminaire, et décrites dans la Partie 2.2.3.3.

Pour pouvoir représenter la chronologie d'endommagement du stratifié sous chargement d'impact identifiée expérimentalement (apparition de fissurations intralaminaires qui initient des délaminages), un couplage entre les éléments d'interface intralaminaires et interlaminaires a été implémenté. Une des difficultés rencontrées est que l'utilisation d'éléments utilisateurs dans le solveur explicite Radioss ne permet pas de communication entre les éléments.

Néanmoins, comme les éléments concernés sont connectés par des noeuds, il a été décidé de transmettre l'information via le seul degré de liberté nodal non utilisé jusqu'à présent : la rotation autour de l'axe normal à l'élément θ_z . Lorsque l'élément d'interface intralaminare est totalement dégradé, un moment autour de l'axe z totalement artificiel est appliqué à chaque noeud. Ceci va générer au pas de temps suivant une rotation du noeud autour de l'axe normal qui va être détecté par les interfaces interlaminaires adjacentes. A la réception de ce signal, la délaminage est initié (Figure 2.75). La variable d'endommagement de l'interface interlaminaire est alors fixée à une valeur non nulle d_0 .

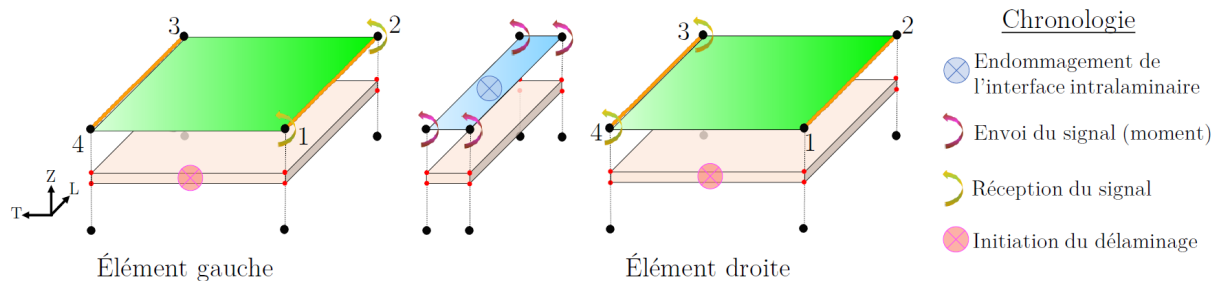


FIGURE 2.75 – Principe du couplage implémenté entre les éléments d'interface intralaminaires et interlaminaires

La loi bilinéaire traction-séparation dans l'élément d'interface interlaminaire est modifiée pour que même si l'initiation est anticipée, le taux de restitution d'énergie effectif reste le même, comme décrit sur la Figure 2.76.

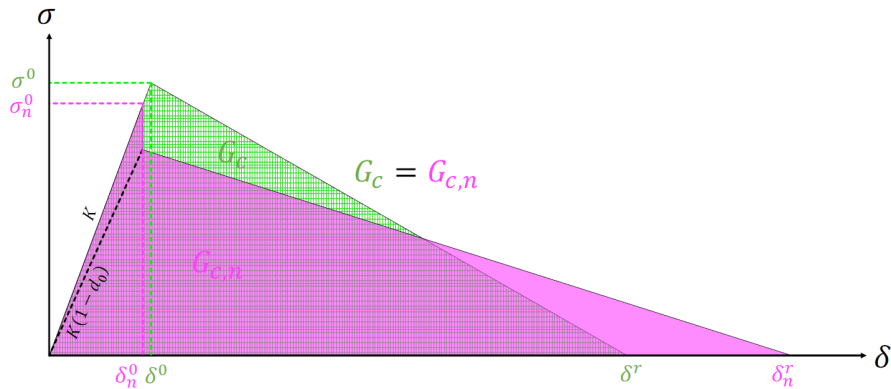


FIGURE 2.76 – Lois bilinéaires des éléments cohésifs interlaminaires dans le cas standard (vert) et dans le cas où l’initiation se fait par la détection du signal envoyé par l’interface intralaminare adjacente (rose)

2.4.3.2 Prise en compte de la compression dans le comportement des interfaces interlaminaires

Lors d’un impact sur un stratifié épais, la compression hors-plan de la plaque sous l’impacteur n’est pas négligeable. Cette contrainte empêche les interfaces inter-plis de s’ouvrir, ce qui a tendance à retarder l’apparition des délaminages. Pour prendre en compte ce phénomène, un critère de Mohr-Coulomb a été introduit dans l’élément d’interface interlaminare. Il permet de repousser l’initiation du délaminage en cisaillement (mode II) quand le matériau est chargé en compression. Cela se traduit par l’Equation 2.33 initialement introduite par Gan et al. [23].

$$\tau_{II} = \sigma_{II}^0 + |\eta \cdot \sigma_{zz}| \quad \text{avec } \eta = \frac{1}{\tan(2\phi)} \quad (2.33)$$

La contrainte limite τ_{II} est fonction de la contrainte hors-plan σ_{zz} mais aussi d’un angle ϕ . Cet angle correspond à l’angle formé par les fissurations matricielles hors-plan par rapport à l’axe horizontal. Cet angle moyen est de l’ordre de 57° comme l’a montré Julien Aubry dans ses travaux de thèse [10].

Le taux de restitution d’énergie G_{II}^c est ensuite recalculé en faisant l’hypothèse que la pente d’abaissement des contraintes pendant la dégradation reste la même avec ou sans compression hors-plan, comme illustré sur la Figure 2.77. La partie en vert représente le comportement de l’interface dans le cas où les contraintes hors-plan sont positives, la partie en jaune représente le comportement dans le cas de compression hors-plan.

2.4.3.3 Distribution des éléments barres dans l’épaisseur d’un pli

Enfin, la dernière modification apportée à la modélisation pour pouvoir représenter le comportement à l’impact des stratifiés UD et hybrides de forte épaisseur concerne la manière de disposer les éléments barre dans l’épaisseur.

En effet, dans un souci d’homogénéisation de stratégie de modélisation avec l’élément tissu présenté précédemment, et pour pouvoir représenter une rupture progressive et/ou partielle dans l’épaisseur d’un pli UD, les éléments barre ont été distribués dans l’épaisseur du pli. La Figure 2.78 illustre par exemple la modélisation d’un pli UD à l’aide de quatre éléments barre dans l’épaisseur. Comme pour les éléments tissus, les noeuds de ces

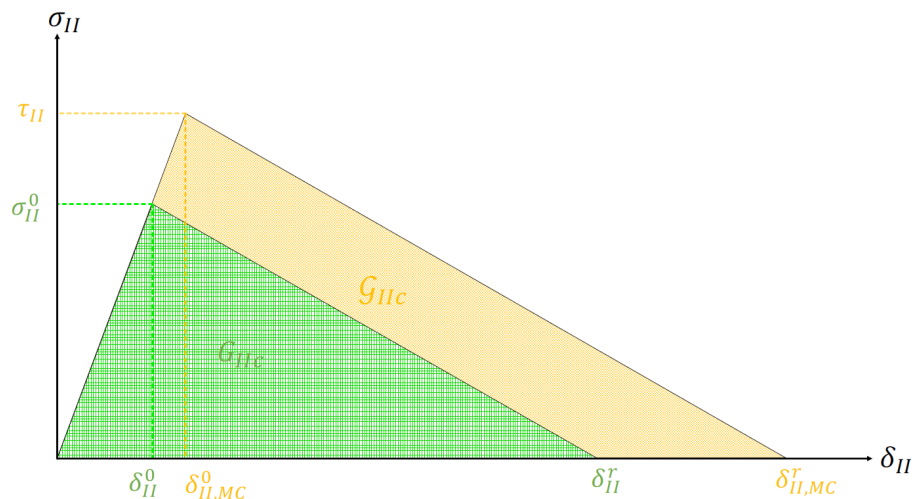


FIGURE 2.77 – Loi bilinéaire dans le cas standard et dans le cas où l'interface interlaminaire est soumise à une compression hors-plan

éléments barre sont des noeuds virtuels qui sont liés au noeud "maître" de la plaque par des relations de corps rigide.

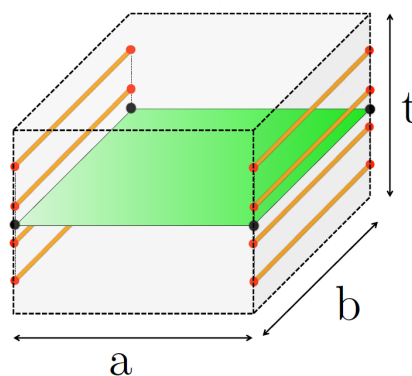


FIGURE 2.78 – Représentation d'un pli UD modélisé avec 4 éléments barre répartis dans l'épaisseur

2.4.3.4 Validation

L'identification des paramètres du modèle se fait par méthode inverse en s'appuyant sur des essais de traction simple et de flexion trois points sur des stratifiés monodirectionnels orientés à 0° , 90° et 45° .

Pour valider la stratégie de modélisation, de nombreux essais d'indentation quasi-statique et d'impact au poids tombant à différentes vitesses ont été menés sur des stratifiés UD composés de plis de carbone/epoxy HTA7-913. Quatre stratifiés pour lesquels chaque orientation est composée de 4 plis ont été testés :

- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ d'une épaisseur de 2.6 mm,
- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ d'une épaisseur de 4.68 mm,
- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ d'une épaisseur de 6.76 mm,

- $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]$ d'une épaisseur de 4.68 mm.

Seuls les résultats de cette dernière configuration est présentée ici. La sollicitation est un impact au poids tombant d'une masse de 2 kg hémisphérique de diamètre 16 mm à une vitesse de 3 m/s. La comparaison des résultats expérimentaux et numériques est donnée sur la Figure 2.79 pour les courbes effort-déplacement et effort-temps, et sur la Figure 2.80 pour les endommagements matriciels. On constate une très bonne corrélation entre les résultats expérimentaux et numériques. On observe, de plus, que le scénario d'endommagement pour lequel les fissurations intralaminaires initient les délaminages est bien reproduit par le modèle.

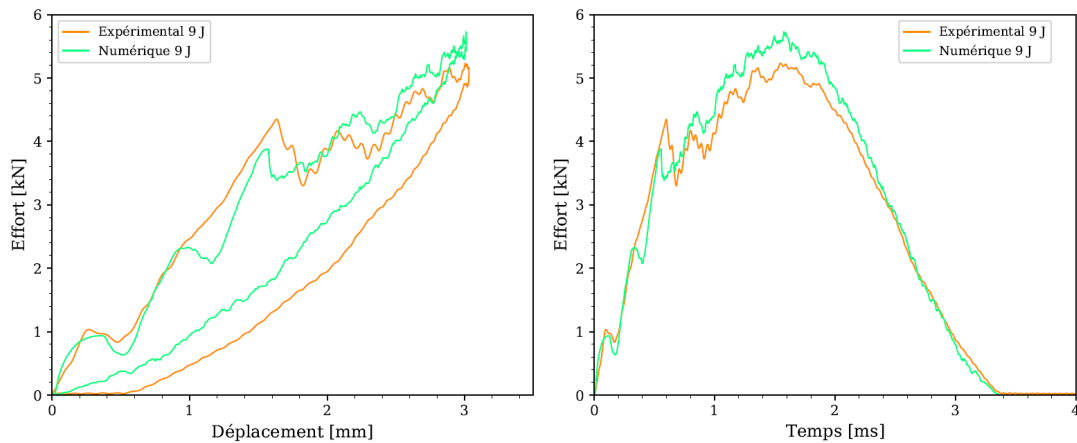


FIGURE 2.79 – Courbes expérimentales et numériques effort-déplacement et effort-temps pour un impact au poids tombant à 9 J sur un stratifié $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]$

2.4.4 Exemple d'application : hybridation d'un stratifié épais

A partir des observations expérimentales qui ont été faites pendant toutes les campagnes d'études prospectives, d'identification et de validation ; et à partir de l'exploitation des résultats du modèle, une stratégie d'hybridation de stratifiés UD de forte épaisseur via l'ajout de plis de tissus a été mise en place. L'idée principale est de diminuer les dommages induits par un impact en venant contrarier le scénario d'endommagement dès le départ, c'est à dire en essayant d'empêcher ou de retarder l'apparition de fissurations intralaminaires.

Ces fissurations matricielles apparaissent en premier à deux endroits dans le stratifié :

- dans le pli opposé à l'impact. Elles sont dues à la traction dans le sens transverse induite par la flexion de l'éprouvette,
- dans le pli médian dans lequel le cisaillement hors-plan est maximal.

Ainsi les stratifiés présentés plus haut sont hybridés soit en remplaçant uniquement les plis inférieurs à 0° par deux plis de tissus carbone/epoxy G963/913 (hybridation notée H1), soit en remplaçant les plis inférieurs et médians à 0° par deux plis de tissus carbone/epoxy G963/913 (hybridation notée H2). Cette stratégie d'hybridation est illustrée sur la Figure 2.81 pour le stratifié avec la plus faible épaisseur.

Dans ce document sont présentés uniquement les résultats pour la stratification la plus épaisse, $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$, notée 13P 0-90-UD et pour les

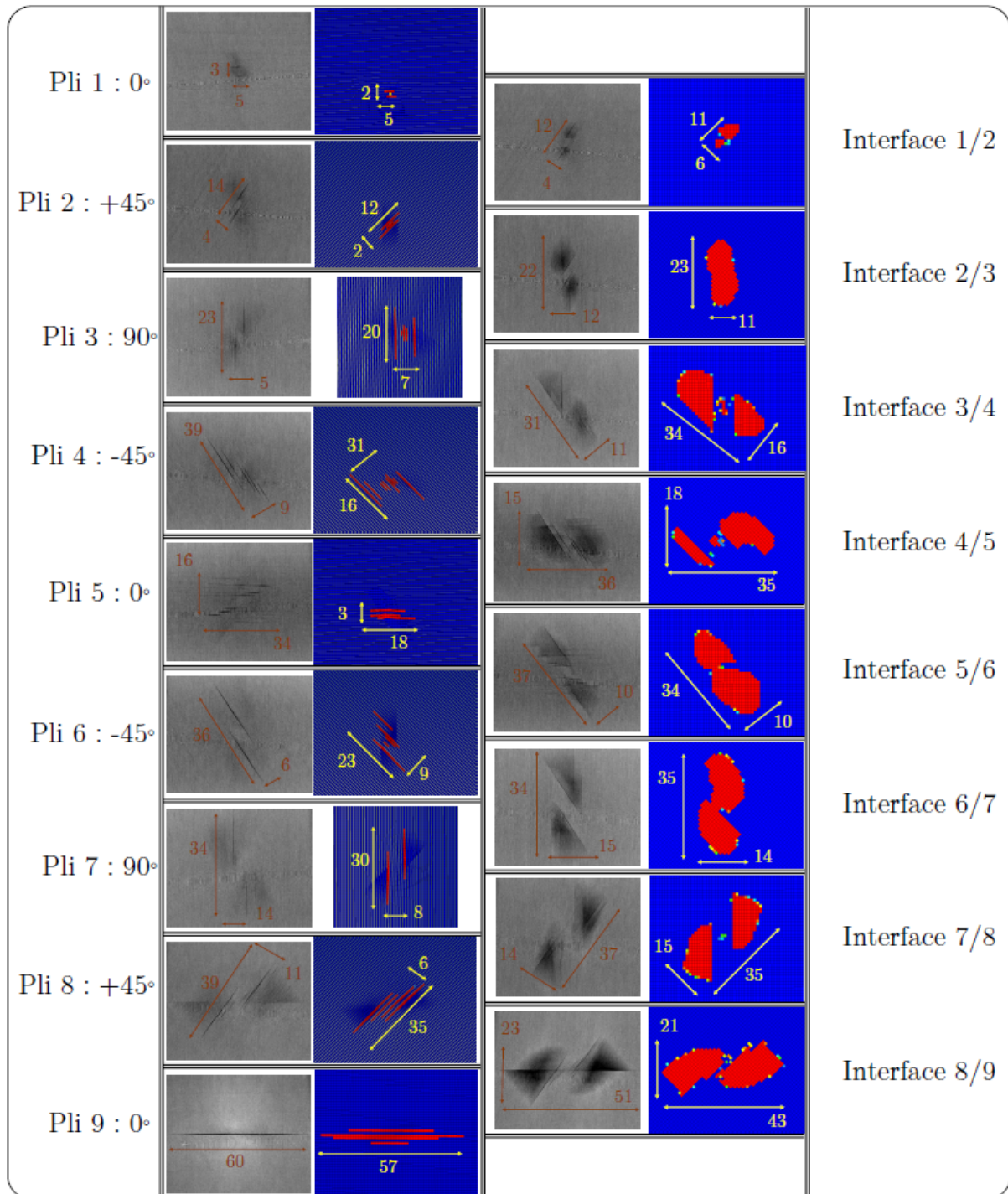


FIGURE 2.80 – Comparaison expérimental-numérique des endommagements matriciels et des délaminages pour un impact au poids tombant à 9 J sur un stratifié $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ]$

deux stratifications hybrides 13P 0-90-H1 et 13P 0-90-H2, impactées au poids tombant à 5 m/s. La Figure 2.82 représente les courbes effort-déplacement obtenues par les essais et par le calcul pour chacune des stratifications utilisées.

Les courbes numériques corrént les courbes expérimentales. La raideur initiale, caractéristique du comportement élastique de la plaque est bien reproduite. Un pic est observé

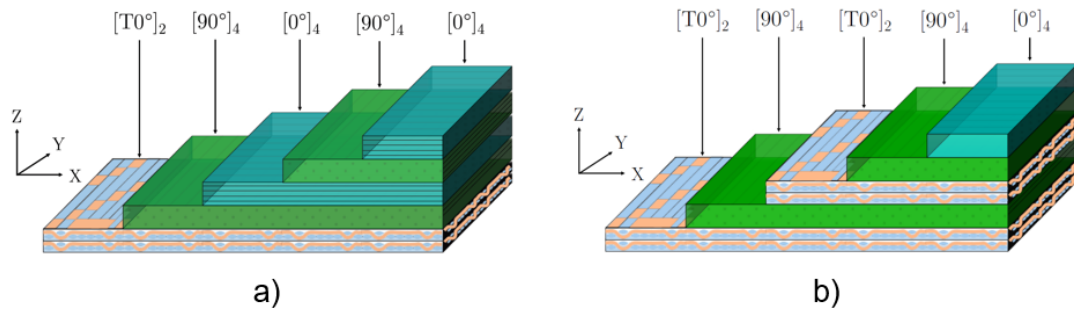


FIGURE 2.81 – Exemples d'hybridation de stratifié UD avec des plis de tissus - a) Hybridation H1 b) Hybridation H2

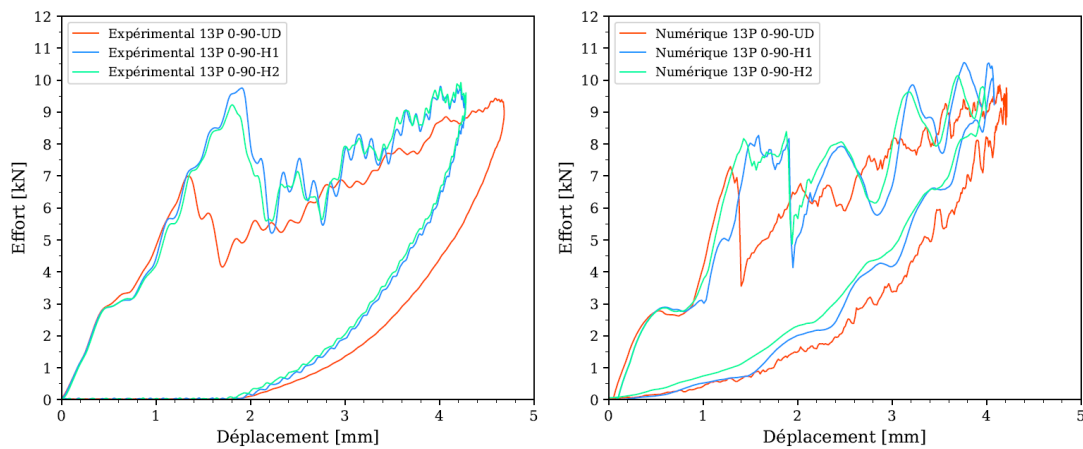


FIGURE 2.82 – Comparaison des courbes effort-déplacement pour les configurations 13P 0-90-UD, 13P 0-90-H1 et 13P 0-90-H2 impactées à 25 J

et il est similaire à celui observé pour les stratifications purement constituées de nappes UD. Cela révèle une rupture brutale des interfaces intralaminaires. Ce phénomène est bien reproduit à l'impact par le modèle et au bon moment. La reprise de raideur est aussi bien représentée, tout comme le déplacement maximal de l'impacteur, qui est bien capté par le modèle. Cependant, l'énergie dissipée n'est pas exactement la même puisqu'il apparaît sur ces courbes que le retour de l'impacteur n'est pas très bien reproduit par le modèle. Cela peut être dû au fait que la présence de débris post-impact n'est pas modélisée dans les interfaces intralaminaires.

La Figure 2.83 présente les surfaces projetées des délaminages interface par interface obtenues par les essais et par le modèle numérique.

On note globalement une bonne corrélation entre résultats numériques et résultats expérimentaux tant sur la taille et la répartition que sur la forme des délaminages. De plus on observe une diminution de la surface totale projetée quand on ajoute des plis de tissus. Néanmoins, une augmentation de la taille de la surface délaminée peut être notée dans la direction transverse pour le stratifié 13P 0-90-H1. Cela peut s'expliquer par le fait que comme le pli inférieur en tissu empêche l'apparition de la fissure classiquement observée sur la face non impactée sur les stratifiés UD et du délaminage associé, l'énergie disponible est dissipée dans les mécanismes d'endommagement dans la direction transverse.

En conclusion, ces résultats montrent qu'en hybridant de manière intelligente des

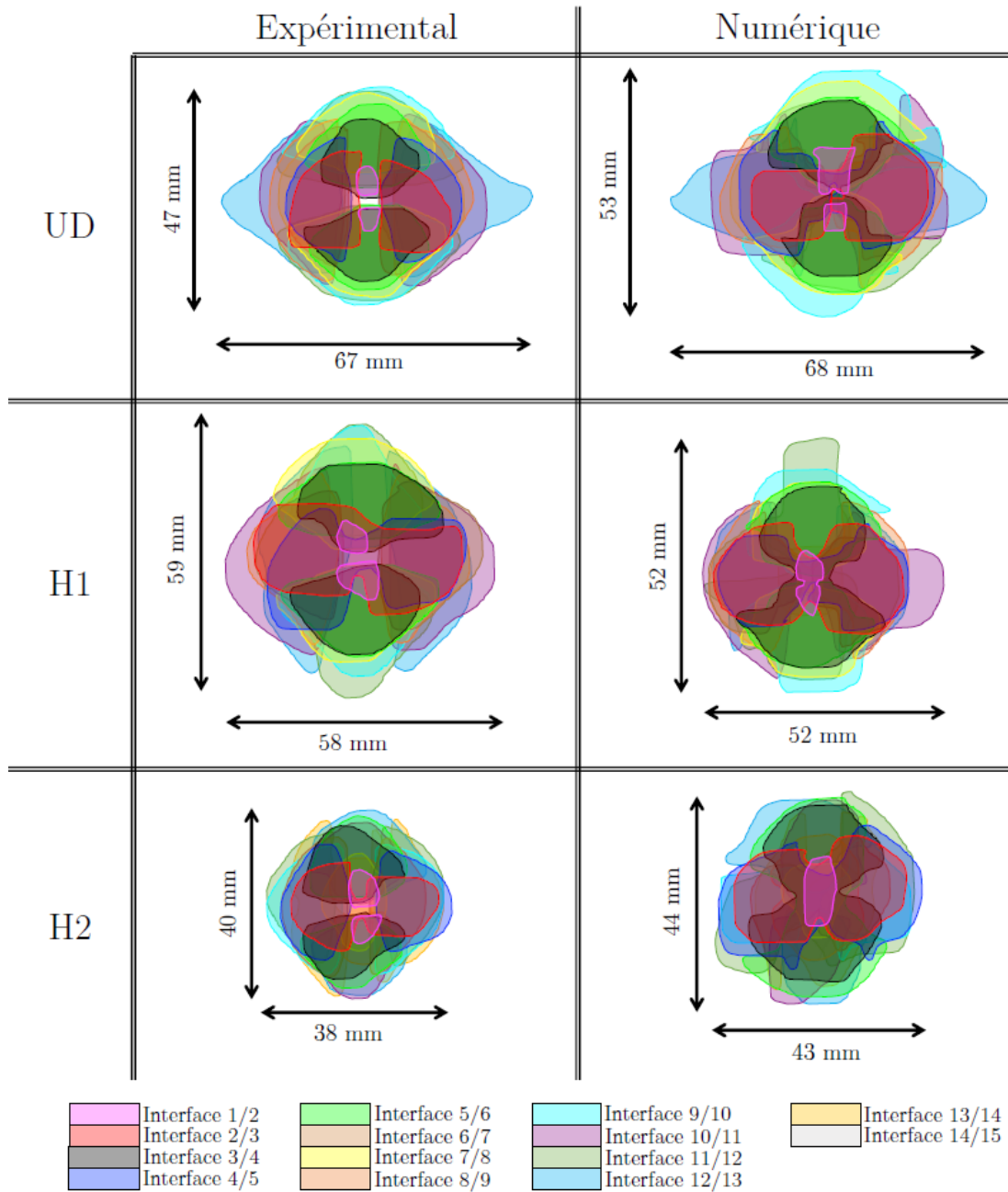


FIGURE 2.83 – Influence de l’hybridation sur les délaminages pour les stratifiés 13P 0-90-UD, 13P 0-90-H1 et 13P 0-90-H2 impactés à 25 J

stratifiés UD via l’ajout d’un ou plusieurs plis de tissus, il est possible de modifier voire de diminuer les dommages liés à un impact basse vitesse.

2.5 Dimensionnement de structures de protection aux crashes et impacts

Cette dernière partie traite des travaux que j’ai encadré sur le thème de l’étude et la conception de structures de protection aux crashes et aux impacts. Deux études sont

décrites ici.

La première concerne l'étude des systèmes de protection de pales, situés dans le bord d'attaque. Ces travaux ont été réalisés dans le cadre du projet CROR (Counter Rotatory Open Rotor) porté par Airbus durant le post-doctorat de Olivier Dorival.

La deuxième étude présentée ici concerne l'étude expérimentale et numérique du comportement à l'impact de systèmes de protection fabriqués en mousse epoxy renforcée avec des tissus aramides positionnés à différentes altitudes dans la structure. Ces travaux ont été réalisés durant le doctorat de Lara Boutros.

2.5.1 Etude de structures de protection de pales de rotor ouvert

Ces travaux de recherche ont été effectués dans le cadre d'une étude portée par Airbus sur la conception de pales pour des moteurs à rotor ouvert contrarotatif (CROR). Ces turbopropulseurs constituent une voie intéressante pour propulser les futurs avions de ligne car ils permettraient de diminuer la consommation de carburant de 20% à 30%. Dans l'étude présentée ici, différentes configurations de caissons en tissus composite à âme en mousse polymère sont testées. Leur performances face à des sollicitations d'impact dur à moyenne vitesse (canon) et de crash basse vitesse (poids tombant) sont analysées.

2.5.1.1 Présentation des éprouvettes

La géométrie et les dimensions des sections des structures testées sont données sur la Figure 2.84. Les éprouvettes sont une extrusion de cette section, sur une longueur de 200 mm pour les éprouvettes destinées à un impact dur à moyenne vitesse et sur une longueur de 24 mm pour les éprouvettes crash.

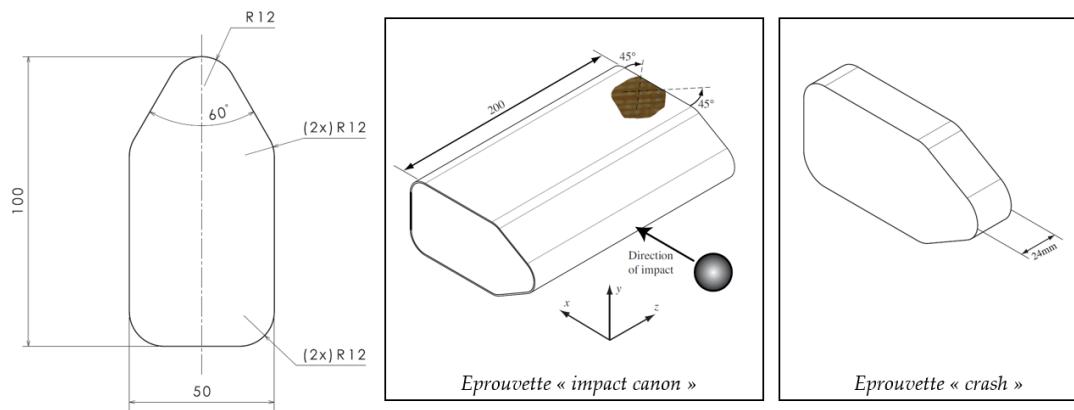


FIGURE 2.84 – Géométrie des éprouvettes d'impact et de crash.

Six configurations ont été fabriquées et testées. Les vues en coupe de ces différentes configurations sont données sur la Figure 2.85. La configuration D1 est la configuration de référence. La structure se compose d'un noyau en mousse polyméthacrylimide de densité 75 kg/m^3 entouré de trois plis de tissus aramide 12K orientés à $\pm 45^\circ$ et imprégnés par la résine epoxy HexFlow RTM6. Pour la configuration D2, la peau est doublée, avec l'ajout de trois plis d'aramide à l'intérieur du noyau de mousse et à 5 mm de la surface. La configuration D3 présente une paroi transversale. Pour fabriquer cette éprouvette, deux blocs de mousse ont été usinés et entourés chacun d'un pli de tissu aramide. Les deux

blocs ont ensuite été entourés de deux plis d'aramide avant injection de la résine. Les vides latéraux ont été comblés par des meches d'aramide. La configuration D3R est similaire à la configuration D3, mais avec le bloc supérieur renforcé par des fibres de carbone cousues et injectées de résine. La configuration D4 est constituées de deux caissons oblongs parallèles entourés d'un pli de tissu carbone. La partie supérieure est comblées avec de la mousse et le vide du dessous est comblé avec des mèches d'aramide. L'ensemble est entouré de deux plis de tissus aramide avant l'injection de résine. La configuration D4R est la configuration D4 renforcée par des coutures en carbone latérales débouchantes orientées à $\pm 60^\circ$.

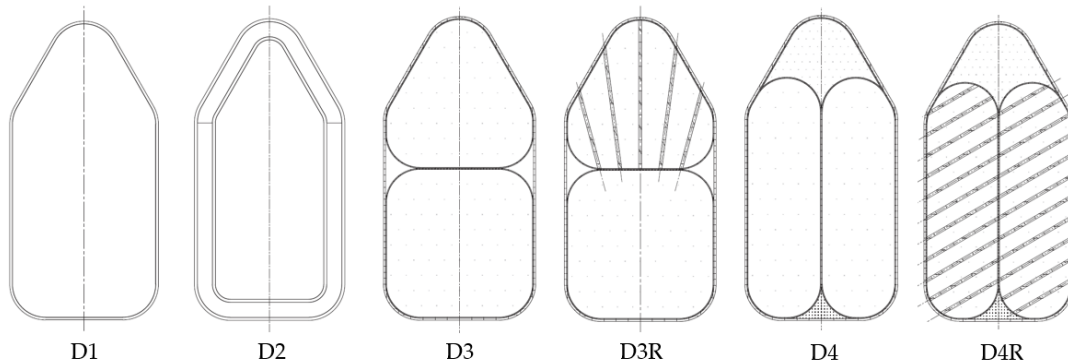


FIGURE 2.85 – Vues en coupe des six configurations testées.

2.5.1.2 Essais d'écrasement dynamique

Les essais de crash ont été réalisés au poids tombant avec un impacteur plat d'une masse de 4 kg et à une vitesse de 6.5 m/s (84.5 J). L'effort d'impact et le déplacement de l'impacteur ont été mesurés pendant l'essai. De plus une caméra rapide a été utilisée pour identifier la chronologie d'endommagement pendant l'écrasement. La fréquence d'acquisition est de 20000 images par seconde.

A titre d'exemple, une sélection d'images obtenues pendant l'essai sur la configuration D1 est donnée sur la Figure 2.86. Les principaux événements observés sont mis en évidence par des flèches indicées par des lettres capitales et reportées sur les courbes effort-déplacement et énergie-déplacement de la Figure 2.87. L'énergie est obtenues par intégration de la courbe effort-déplacement. Notons que pour faciliter les comparaisons entre les différentes configurations les efforts, les énergies et les déplacements sont normalisés par rapport aux niveaux maximaux relevés pour la configuration de référence D1.

Ces courbes présentent le comportement typique de ce type de structure à l'écrasement dynamique. Dans un premier temps on observe une réponse quasi linéaire jusqu'au point F qui correspond majoritairement à la raideur des peaux en flexion qui flambent et se décollent de l'âme. Puis les peaux cassent et l'âme s'écrase. Cela correspond à un adoucissement sur la courbe effort-déplacement (de F à G) puis à un "plateau" d'effort (de G à K). C'est généralement le niveau et la longueur de ce plateau d'effort qu'on cherche à maximiser dans les dispositifs de protection au crash dans le but de dissiper un maximum d'énergie.

Les courbes effort-déplacement pour les cinq autres configurations sont données sur la Figure 2.88. Globalement, une amélioration des capacités d'absorption d'énergie est

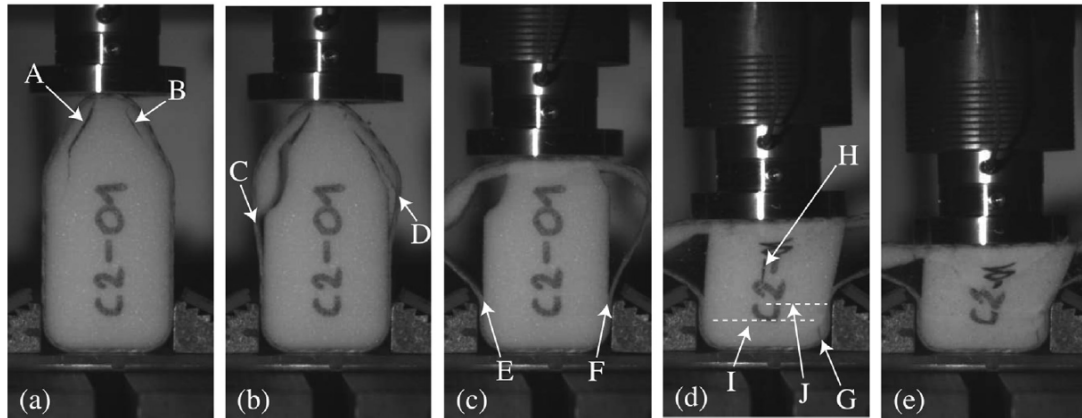


FIGURE 2.86 – Analyse des images obtenues par la caméra rapide pour l’essai d’écrasement dynamique de la configuration D1.

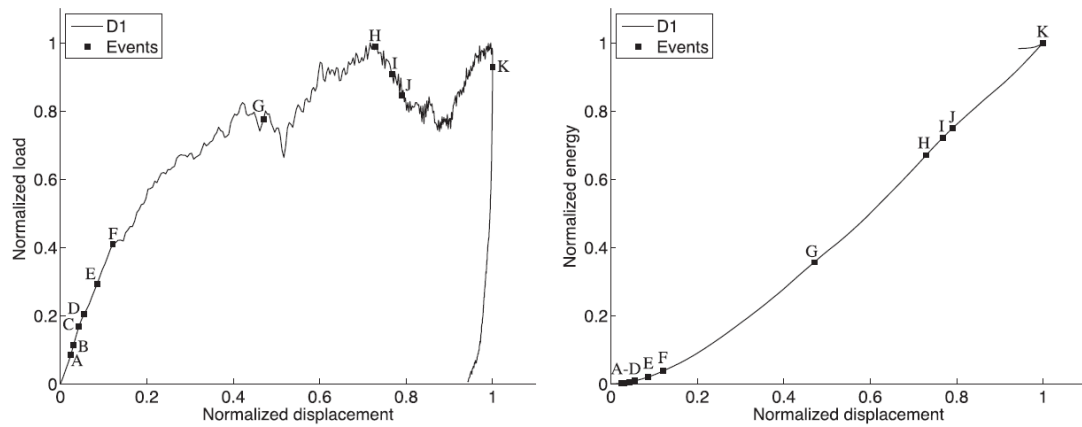


FIGURE 2.87 – Courbes effort-déplacement (gauche) et énergie-déplacement (droite) pour l’essai d’écrasement dynamique de la configuration D1.

observé sur ces cinq configurations par rapport à la configuration de référence. Le niveau d’effort maximal est supérieur de 30 % pour D2, de 80 % pour D3, de 100 % pour D3R, de 40 % pour D4 et de 200 % pour D4R. L’ajout de renforts cousus en fibres de carbone semble très influent.

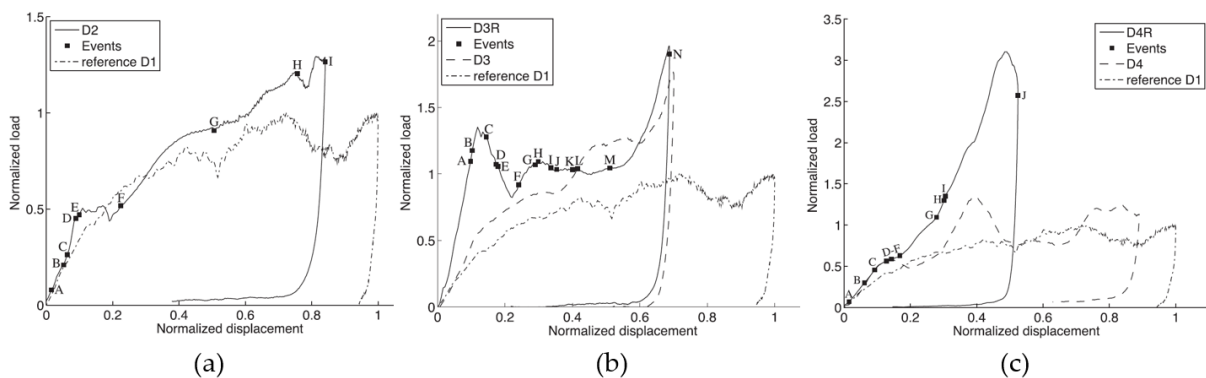


FIGURE 2.88 – Courbes effort-déplacement pour l’essai d’écrasement dynamique des configurations (a) D2, (b) D3 et D3R, (c) D4 et D4R.

Néanmoins, les concepts ayant été testés à une même énergie d'impact, ils n'ont pas tous été écrasés sur une même distance et une lecture brute de ces courbes ne permet pas de faire une analyse fine comparative du potentiel de chacune de ces configurations. De même, les éprouvettes étudiées n'ont pas la même masse, ce qui empêche de faire des comparaisons directes. Ainsi, pour permettre de faire une étude comparative plus juste, trois critères sont introduits :

- la réserve d'écrasement (ou "crushing reserve ratio") qui est défini par le rapport entre la hauteur de l'éprouvette qui n'a pas été endommagée (partie inférieure qui n'a pas vu d'écrasement) et la hauteur initiale de l'éprouvette,
- l'énergie spécifique absorbée (ou "specific energy absorption") qui est le rapport de l'énergie dissipée par l'éprouvette durant l'essai sur la masse de l'éprouvette,
- le taux d'énergie absorbée (ou "effective absorption ratio") qui correspond à l'énergie dissipée par l'éprouvette divisée par l'énergie d'impact.

Les graphiques de la Figure 2.89 représentent le taux d'énergie absorbée et l'énergie spécifique absorbée (normalisée par rapport à D1) en fonction de la réserve d'écrasement pour les six configurations. L'intérêt de l'utilisation de renforts est une nouvelle fois montré, notamment en termes de taux d'énergie absorbée par rapport à la réserve d'écrasement. Enfin, le graphique de droite tend à montrer que le choix de la conception de la structure est un compromis entre l'énergie spécifique absorbée et la réserve d'écrasement : les structures légères vont s'écraser sur une plus grande distance et ainsi dissiper plus d'énergie spécifique contrairement aux structures renforcées, plus lourdes, qui vont s'écraser moins.

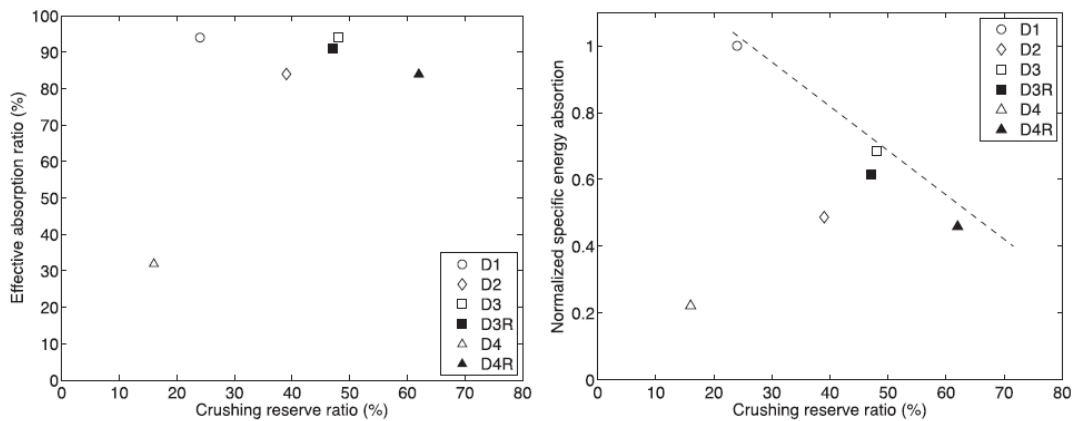


FIGURE 2.89 – (gauche) : taux d'énergie absorbée en fonction de la réserve d'écrasement, et (droite) : énergie spécifique absorbée normalisée en fonction de la réserve d'écrasement.

En conclusion, la configuration D4R semble la plus performante pour ce type de sollicitation, suivi de D3 et D3R. Néanmoins, l'ajout de renforts cousus en fibres de carbone ajoute de la masse et de la complexité dans le process de fabrication. Enfin, les mécanismes et performances mis en évidence dans cette campagne d'essai est spécifique à une sollicitation d'écrasement dynamique. Pour avoir une vue plus global sur le comportement de ces caissons composites en tant que structure de protections de pale, une étude de leur comportement sous sollicitation d'impact dur à moyenne vitesse a été menée. Elle fait l'objet de la partie suivante.

2.5.1.3 Essais d'impact au canon à moyenne vitesse

Des essais d'impact ont été réalisés à l'aide du canon à gaz du laboratoire. L'impacteur est une bille d'acier de diamètre 20 mm et de masse 30 g lancée à une vitesse de 110 m/s directement sur le bord d'attaque des éprouvettes. L'éprouvette est simplement posée sur un support de manière à ne pas introduire d'effort par les conditions aux limites. Les essais sont filmés à l'aide de deux caméras rapides à 50000 images par seconde pour permettre de mesurer la vitesse d'entrée et éventuellement de sortie de la bille et d'observer le mouvement de l'éprouvette pendant l'impact. Après essai, les éprouvettes sont passées au tomographe à rayon X pour observer les dommages.

Pour l'éprouvette D1, la bille a traversé l'éprouvette et est ressortie à l'arrière sans être déviée. La peau au niveau de l'avant et de l'arrière de l'éprouvette présente des fissurations matricielles et des ruptures de fibres très localisées. L'âme en mousse polymère est écrasée et densifiée dans une zone localisée autour de la trajectoire de la bille. L'analyse des dommages pouvant être faite à l'oeil nu pour cette configuration, aucune tomographie n'a été effectuée.

Pour les cinq autres configurations, la bille est restée piégée dans la structure. La Figure 2.90 montre des vues en coupe de ces éprouvettes post-impact obtenues par tomographie à rayon X. Pour les configurations D2 et D3, on observe que la bille a perforé deux épaisseurs de peau avant de s'arrêter, ce qui laisse à penser qu'il faudrait au minimum trois peaux sur la trajectoire de la bille pour l'arrêter. L'analyse des dommages de l'éprouvette D3R montre en revanche que la bille a parcouru une distance plus grande pour la configuration avec renfort en comparaison à la configuration sans renfort D3. En effet, la cloison intermédiaire, fragilisée par la présence des renforts cousus, dissipe moins d'énergie au moment de sa ruine que si il n'y avait pas de renfort. La bille est moins ralentie et continue sa course jusqu'à endommager la peau arrière. Enfin, pour ce qui est des configurations D4 et D4R, on observe que la cloison centrale permet non seulement de dissiper de l'énergie et donc de ralentir la bille à travers les mécanismes de ruine du tissu composite mais aussi de dévier la trajectoire de la bille. La présence des renforts est ici très bénéfique sur la capacité de la structure à arrêter le projectile.

Ces essais ont été post-traités pour essayer de comparer la capacité de protection des ces structures vis à vis d'un impact dur à celle observée dans un cas d'écrasement dynamique. Un critère de pénétration d'impacteur est défini dans le même esprit que le critère de réserve d'écrasement introduit pour les essais de crash. Comme il est plus difficile de quantifier précisément la profondeur de dommage causé par la bille, une échelle graduelle à cinq niveau est défini. Le niveau A correspond à un arrêt de la bille dans la première moitié de l'éprouvette, le niveau B correspond à un arrêt dans la deuxième moitié de l'éprouvette, le niveau C correspond à l'arrêt de la bille au niveau de la peau arrière, le niveau D correspond à un endommagement de la peau arrière mais avec la bille piégée dans la structure et le niveau E correspond à la perforation de la structure. De la même manière, un niveau d'énergie spécifique absorbée est défini pour les impacts au canon en se basant sur les vitesses de la bille et de l'éprouvette avant et après l'impact. La différence entre l'énergie cinétique post-impact (mouvement de la bille et de l'éprouvette) et l'énergie cinétique incidente (bille seule) permet d'estimer l'énergie dissipée par les mécanismes de ruine de l'éprouvette. Si on divise cette énergie par la masse de l'éprouvette, on peut remonter à une énergie spécifique absorbée. Les graphiques de la Figure 2.91 représentent le critère de pénétration mesuré pour un impact au canon en fonction de la

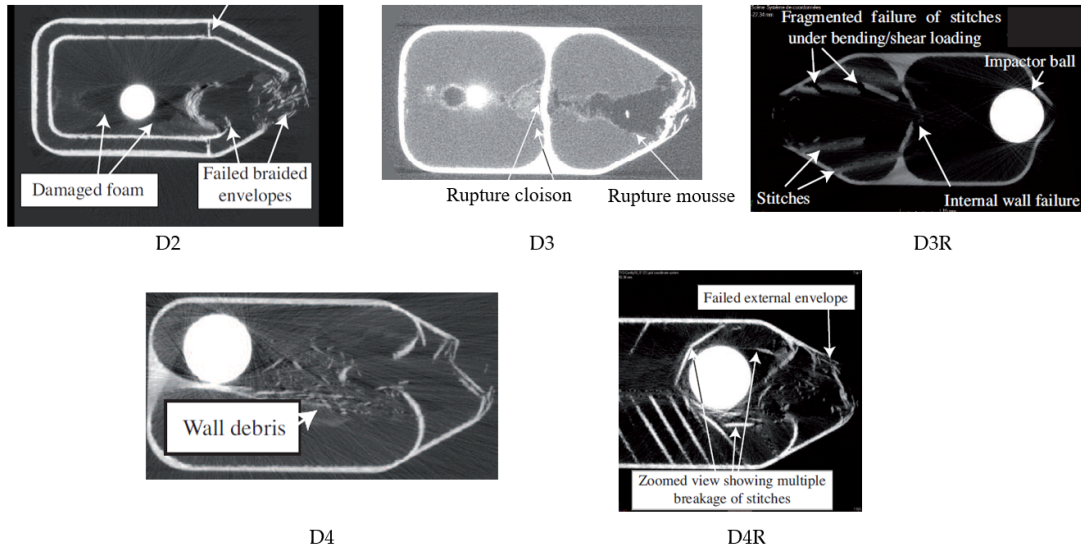


FIGURE 2.90 – Vues en coupe des éprouvettes D2, D3, D3R, D4 et D4R après impact obtenues par tomographie à rayon X

réserve d'écrasement des essais de crash ainsi que l'énergie spécifique d'absorption "impact au canon" en fonction de l'énergie spécifique d'absorption "écrasement dynamique". Bien que les deux sollicitations comparées diffèrent par leur nature, l'écrasement mettant en jeu toutes les parties de la structure et l'impact canon étant très localisé autour de la trajectoire de la bille, on constate une même hiérarchie de performance pour ces deux cas de charge dynamique.

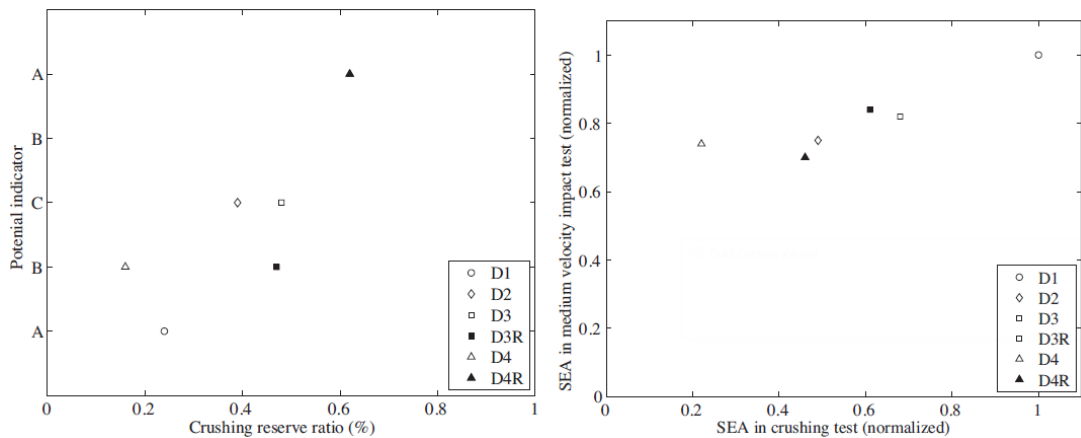


FIGURE 2.91 – (gauche) : critère de pénétration de l'impacteur en fonction de la réserve d'écrasement, et (droite) : énergie spécifique absorbée normalisée "impact canon" en fonction de l'énergie spécifique absorbée normalisée "écrasement dynamique".

2.5.2 Étude de structures de protection à l'impact en fibre d'aramide et mousse epoxy

Ces travaux de recherche ont été menés dans le cadre du doctorat de Lara Boutros, réalisée en cotutelle avec l'Université de Balamand au Liban et soutenue en novembre

2022. Il s'agit, dans cette étude, d'analyser le comportement à l'impact de structures hybrides de mousse époxy renforcée avec des plis de tissus en fibres d'aramide. L'objectif est d'étudier l'influence des paramètres structuraux de ces structures sur leur résistance à l'impact et sur leur capacité de protection. Les paramètres étudiés sont :

- le nombre de plis d'aramide et leur position dans l'épaisseur de la structure,
- l'imprégnation ou non des tissus d'aramide avec de la résine epoxy,
- la densité de la mousse epoxy (170, 250 et 400 kg/m³).

La capacité de protection est évaluée en mesurant l'indentation résiduelle après l'impact sur un bloc de plastiline utilisé comme matériau témoin, et placé juste derrière la structure hybride impactée. Cette étude est menée à la fois de manière expérimentale, avec la mise en place d'essais de caractérisation et d'impact à basse et moyenne vitesse, et numériquement, avec le développement d'un modèle par éléments finis pour représenter les tissus d'aramide imprégnés de mousse époxy.

2.5.2.1 Étude expérimentale de la réponse à l'impact des structures hybrides tissus aramide / mousse époxy

Deux types d'essai d'impact ont été mis en place pour étudier le comportement des structures hybrides tissus aramide/ mousse epoxy :

- des impacts au poids tombant, réalisés à une vitesse de 6 m/s, avec un impacteur de 2 kg hémisphérique de diamètre 16 mm,
- des impacts au canon à gaz, réalisés à une vitesse de 180 m/s avec une bille en acier de diamètre 14 mm et de masse 11 g.

Le niveau de protection correspond à la capacité de la structure testée à réduire le chargement local appliqué sur la partie qui doit être protégée et qui est située juste derrière. Elle est évaluée classiquement en appuyant la protection testée sur un matériau témoin [50], ici de la plastiline d'indice de dureté 50. Après impact, la profondeur d'indentation dans la plastiline, aussi appelée Back Face Signature (BFS) permet de quantifier le niveau de protection. A titre d'exemple, pour une protection balistique de type gilet pare-balle, le BFS ne doit pas dépasser 40 mm.

Par souci de concision, l'ensemble des résultats ne seront pas reportés ici. Seule une sélection des résultats les plus pertinents sont présentés.

Campagne d'essai au poids tombant

Pour la partie de l'étude expérimentale d'impact à basse vitesse, plusieurs configurations de structures hybrides sont étudiées :

- des structures constituées uniquement de mousse époxy de densité 170 kg/m³ (PB170), 250 kg/m³ (PB250) et 400 kg/m³ (PB400),
- des structures constituées d'un type de mousse et de un ou trois plis de tissus aramide distribués au milieu, sur la face supérieure ou sur la face inférieure de la structure,
- des structures constituées de deux mousses époxy de densité différentes et séparées en leur plan médian par un ou trois plis de tissus aramide.

Les listes de toutes les configurations testées ainsi que la nomenclature utilisée dans la suite du document sont donnée sur la Figure 2.92 pour les éprouvettes constituées d'un seul type de mousse et sur la Figure 2.93 pour les configurations constituées de deux mousses différentes. Les éprouvettes font 100 mm x 100 mm de côté et 30 mm d'épaisseur.

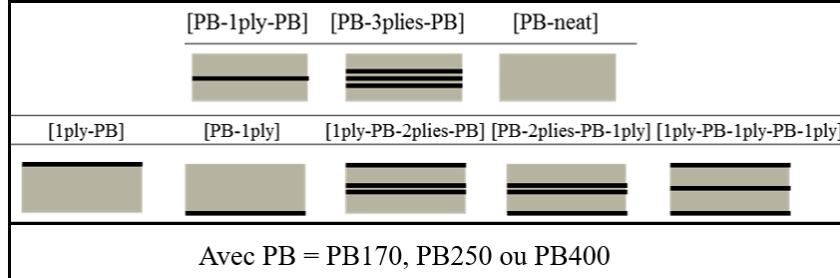


FIGURE 2.92 – Configurations testées pour la campagne d'essai d'impact au poids tombant - éprouvettes constituées d'un seul type de mousse

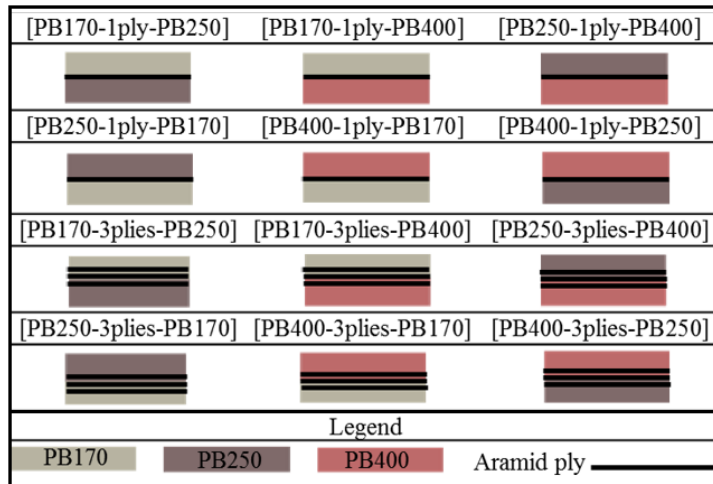


FIGURE 2.93 – Configurations testées pour la campagne d'essai d'impact au poids tombant - éprouvettes constituées de deux densités de mousse différentes

Pour chaque essai, les efforts de réaction ainsi que le déplacement de l'impacteur sont relevés au cours du temps. Le faciès de rupture, l'indentation résiduelle dans les structures et le BFS sont mesurés après impact.

En ce qui concerne la réponse à l'impact des éprouvettes constituées uniquement de mousse, les courbes de l'effort d'impact en fonction du déplacement, données sur la Figure 2.94.a, montrent un comportement non linéaire classique dû à l'écrasement de la mousse sous l'impacteur. Les efforts relevés sont plus importants pour les mousses de plus haute densité. En revanche, pour les trois densité de mousse testées une rupture nette des éprouvettes, avec l'apparition de larges fissures traversantes, est observées (Figure 2.94.b).

L'ajout de plis de tissus d'aramide permet d'améliorer le comportement des structures. Les valeurs des BFS mesurés sur les configurations qui n'ont pas été totalement perforées sont données sur la Figure 2.95. On observe que l'ajout d'un pli d'aramide sur le dessous des structures permet de contenir voire d'empêcher l'apparition et la propagation des larges fissures observées sur les blocs de mousse seule, conférant ainsi à ces configurations un meilleur niveau de protection.

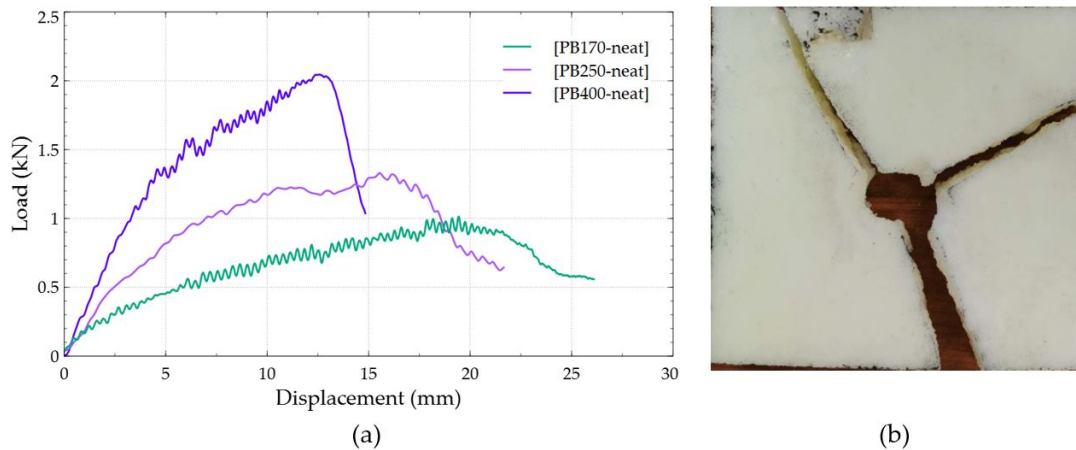


FIGURE 2.94 – a) Courbes effort-déplacement pour les configurations constituées de mousse seule, b) Vue du dessous de la configuration [PB250-neat] après impact

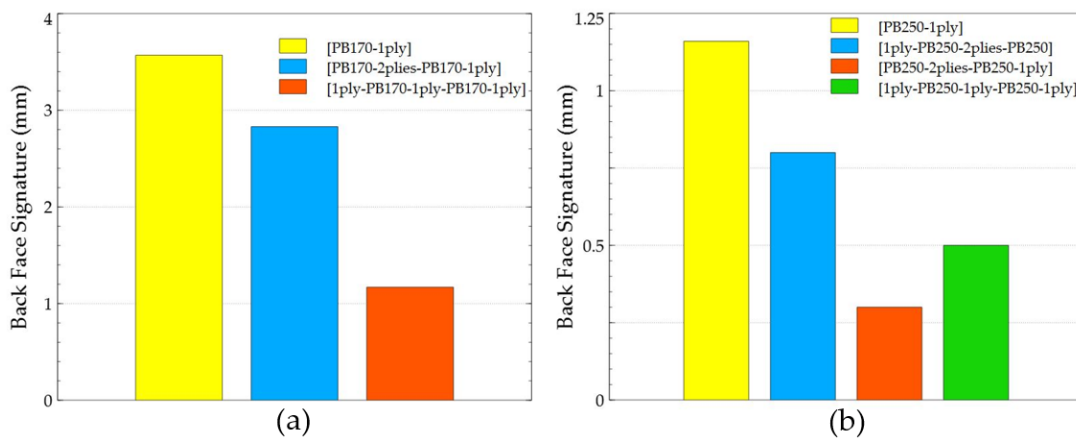


FIGURE 2.95 – BFS pour les configurations constituées de mousse (a) PB170 et (b) PB250 renforcées de plis d'aramide

Enfin, l'analyse des résultats d'impact au poids tombant sur les configurations constituées de deux densités de mousse différentes permet d'observer des réponses intéressantes en termes de capacité de protection. Par exemple, la Figure 2.96 donne pour des structures constituées de mousse PB170 et PB400 avec trois plis d'aramide au milieu, les courbes effort-déplacement, l'indentation permanente, le BFS et le ratio "marge sur masse". Ce ratio correspond au rapport entre la marge, ou partie "non utilisée", définie comme la différence entre la profondeur d'indentation et l'épaisseur de la structure, et la masse de la structure. Plus la valeur de ce ratio est haut, plus la structure est performante. Ces résultats, qui suivent la même tendance pour les autres couples de densité de mousse étudiés, permettent de mettre en évidence l'intérêt de mettre en face impactée une mousse de densité plus haute pour améliorer les performances à l'impact de ces structures hybrides.

Campagne d'essai au canon à gaz

Pour l'étude expérimentale d'impact à moyenne vitesse, plusieurs configurations de structures hybrides sont étudiées :

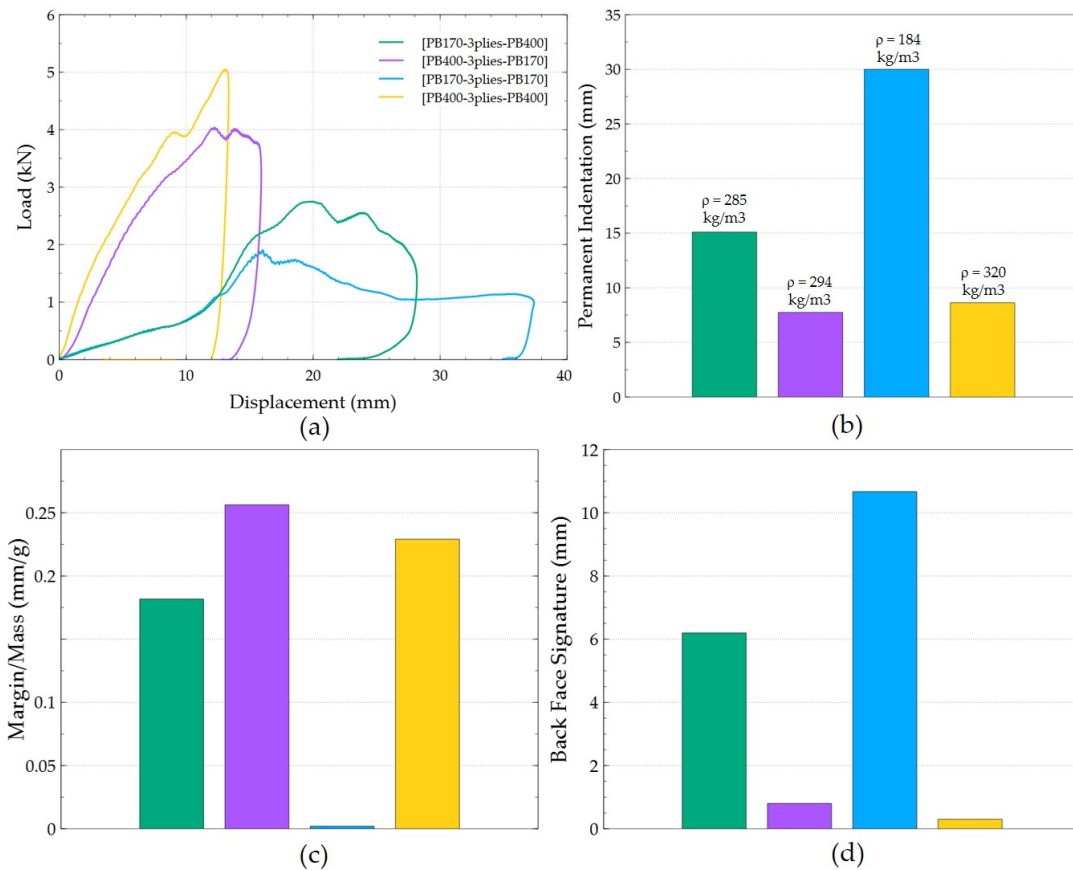


FIGURE 2.96 – (a) courbes force-déplacement, (b) Indentation permanente et densités moyennes, (c) ratios marge/masse et (d) BFS pour les mousses PB170/PB400 renforcées avec trois plis d'aramide.

- des structures constituées uniquement de 25 plis de tissus d'aramide, soit tous imprégnés de résine époxy (taux massique de fibre 50%), soit tous non imprégnés,
- des structures constituées de 25 plis de tissus d'aramide (imprégnés ou non) et de mousse PB250 ou PB400. Les plis sont soit tous localisés sur le dessus de la structure, soit tous en dessous, soit une partie sur le dessus et l'autre en dessous en mettant 20 plis d'un côté et 5 de l'autre.

Une liste de toutes les configurations testées ainsi que la nomenclature utilisée dans la suite du document est donnée sur la Figure 2.97. Les éprouvettes font 200 mm de côté, la mousse fait 45 mm d'épaisseur et l'épaisseur de 25 plis de tissus est de 7 mm. Pour chaque essai, le faciès de rupture post impact est analysé et le BFS est mesuré.

En ce qui concerne la réponse des deux éprouvettes constituées uniquement de 25 plis d'aramide, l'analyse des faciès de rupture présentés sur la Figure 2.98 montre que les dommages sont beaucoup plus localisés. On observe une perforation de la taille du projectile en face impactée et une rupture en croix en face arrière. Pour l'éprouvette constituée de 25 plis de tissus d'aramide non-imprégnés, le faciès présente des larges déformations des torons de fibres d'aramide jusqu'aux bords de l'éprouvette. Les fibres sèches, qui ne sont pas stabilisées par de la résine, glissent les unes par rapport aux autres et forment un "filet" capable d'arrêter la bille. Le BFS pour l'éprouvette non-imprégnée est de 34 mm contre 9 mm pour l'éprouvette imprégnée, mais pour une masse deux fois

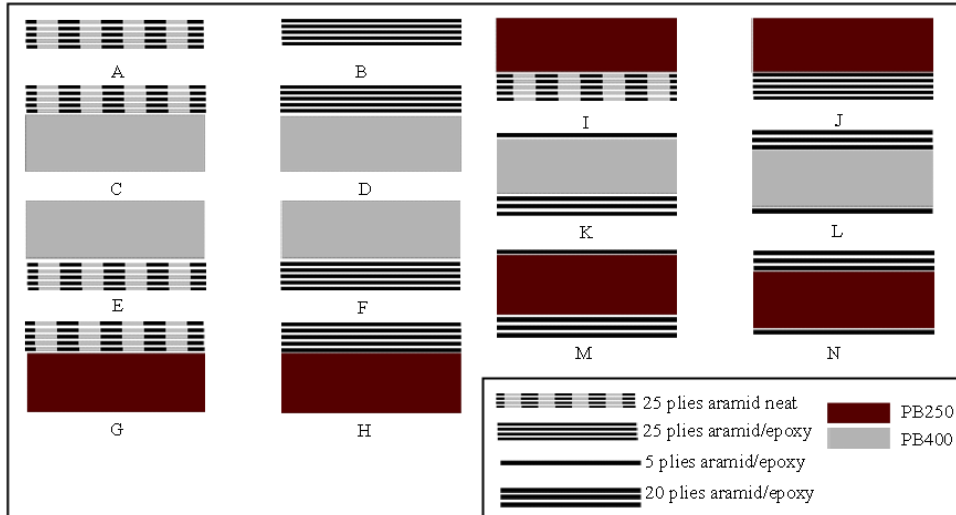
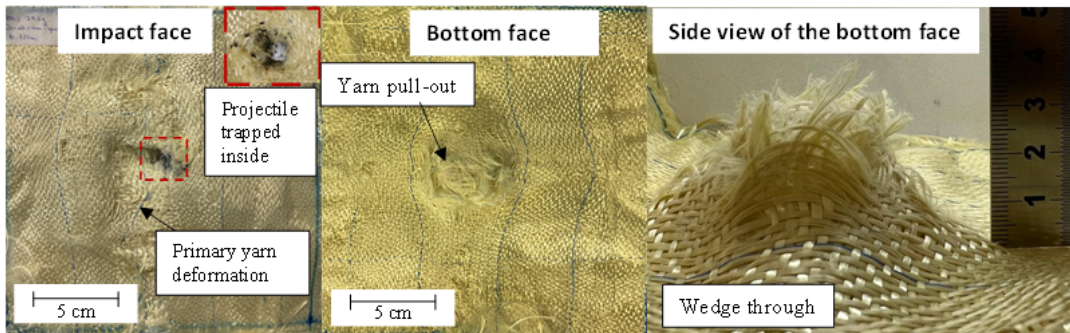
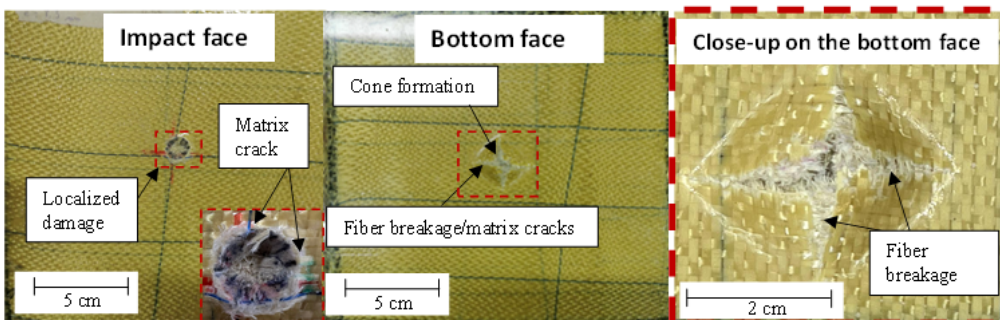


FIGURE 2.97 – Liste des configurations testées pour la campagne d’essai d’impact au canon à gaz

plus faible.



(a)



(b)

FIGURE 2.98 – Inspection post-impact des configurations constituées de (a) plis d’aramide non-imprégnés (b) plis d’aramide imprégnés

En ce qui concerne les structures hybrides, les meilleures performances sont observées et mesurées pour les structures les plus lourdes (tissus imprégné combiné à la mousse PB400). Néanmoins, il semble plus intéressant de comparer les configurations avec un critère par unité de masse. La Figure 2.99 présente les valeurs des ratios marge sur masse

pour toutes les configurations hybrides. On observe que pour ce type de sollicitation la solution d'architecture la plus performante est celle qui consiste à placer tous les plis d'aramide en face impactée. La densité de mousse n'a pas d'influence vis à vis de ce critère de comparaison.

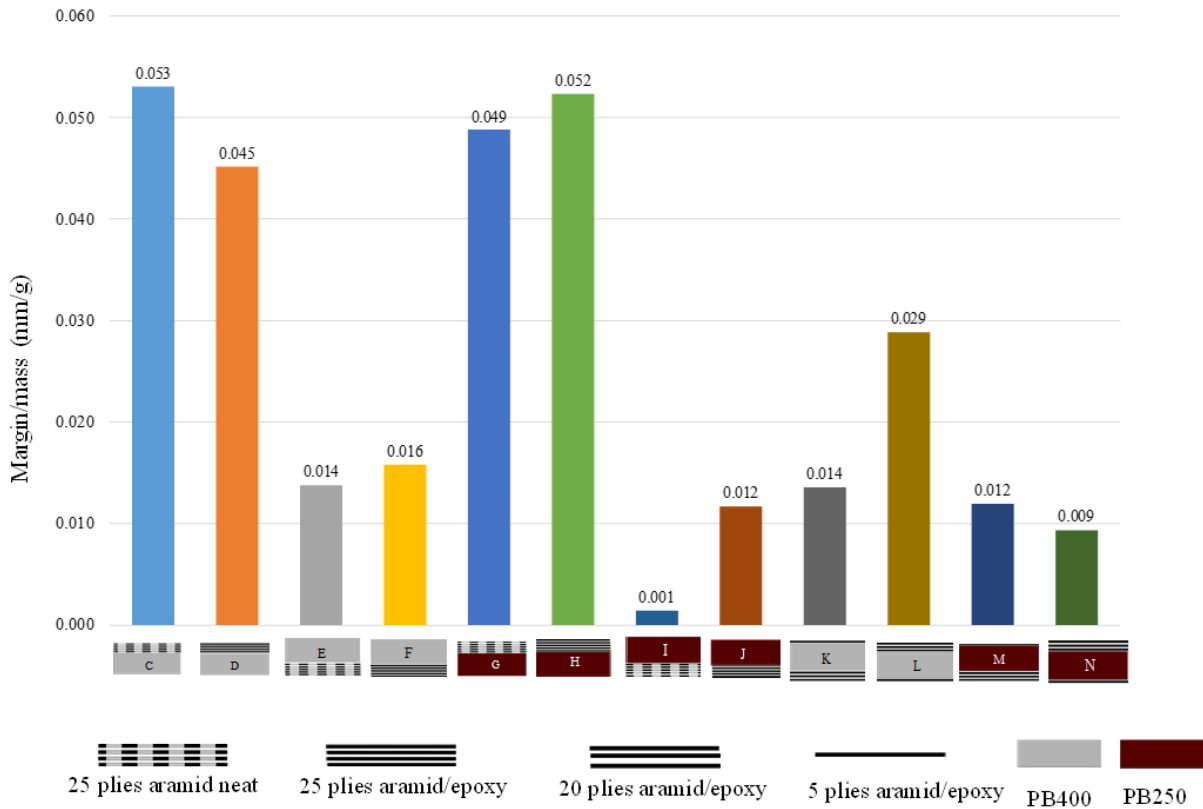


FIGURE 2.99 – Comparaison des ratios marge/masse pour toutes les configurations hybrides

2.5.2.2 Etude numérique : modélisation semi-continue 3D des tissus d'aramide

En parallèle du travail expérimental présenté précédemment, une stratégie de modélisation des tissus d'aramide a été développée.

Cette stratégie repose sur les développements antérieurs concernant le modèle semi-continu de tissus composite et propose une amélioration du comportement post-impact pour les grandes transformations. En effet il a été observé expérimentalement que sur les structures hybrides étudiées, notamment constituées de tissus peu imprégnés de résine, les fibres non stabilisées peuvent se déplacer de manière importante les unes par rapport aux autres et glisser en présence de frottement. La stratégie actuelle de modélisation qui repose sur la modélisation des torons de fibre par des éléments barres formés de noeuds virtuels eux même en relation de corps rigide avec un élément plaque "résine" rend impossible la représentation de ces glissements et frottements une fois la résine totalement endommagée.

Ainsi, la solution proposée dans cette étude est de représenter la résine avec des éléments volumiques à 8 noeuds. Ces 8 noeuds servent de support aux quatre éléments 1D barre "torons de fibre" pour permettre de former le motif de tissage. Une fois l'élément

résine totalement endommagée, les éléments barre qui représentent les mèches de tissu peuvent bouger librement les uns par rapport aux autres. Une représentation synthétique de cette stratégie est donnée sur la Figure 2.100.

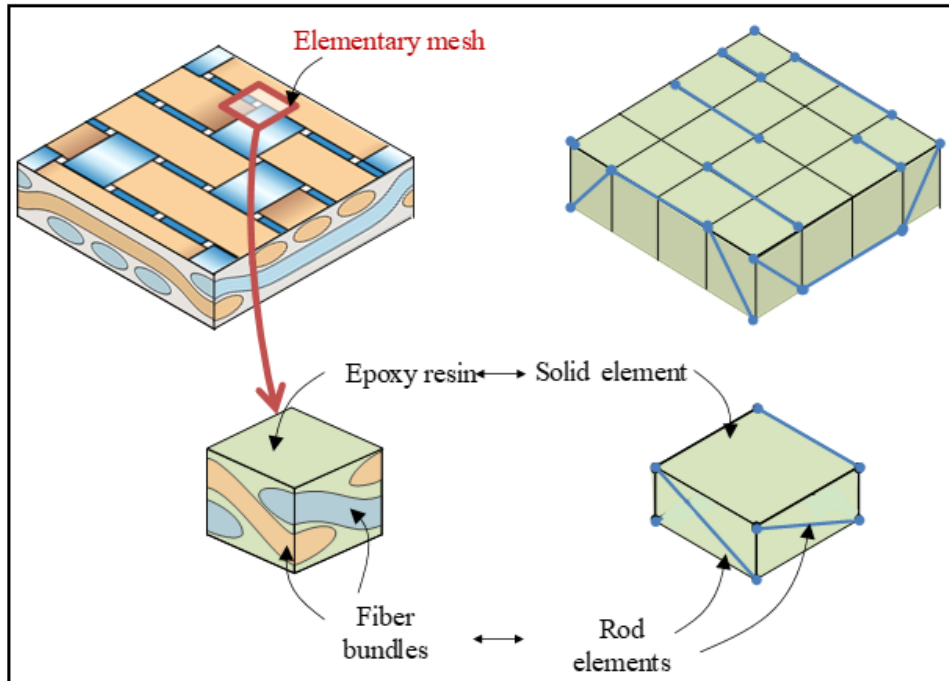


FIGURE 2.100 – Principe de la stratégie semi-continue 3D proposée

L'élément volumique développé est un élément linéaire à 8 noeuds à intégration réduite. Le contrôle d'hourglass implémenté est celui décrit par Belytschko dans [21].

Une loi matériau élastique orthotrope endommageable est implémentée. Trois paramètres d'endommagement sont introduits pour représenter la ruine de la résine dans les trois direction du repère d'orthotropie (qui correspond à la direction trame, la direction chaîne et la direction hors-plan).

Les lois de comportement implémentées sont données par les relations suivantes :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ 0 & 0 & 0 & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ 0 & 0 & 0 & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{Bmatrix} \quad (2.34)$$

Avec :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 C_{11} = \frac{(1 - \nu_{yz}\nu_{zy}d_{zy})E_{xx}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{22} = \frac{(1 - \nu_{xz}\nu_{zx}d_{xz})E_{yy}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{33} = \frac{(1 - \nu_{xy}\nu_{yx}d_{xy})E_{zz}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{12} = \frac{(\nu_{yz}(1 - d_y) + \nu_{zx}\nu_{yz}d_{zy})E_{xx}^*}{1 - \nu_{deg}} = \frac{(\nu_{xy}(1 - d_x) + \nu_{zy}\nu_{xz}d_{xz})E_{yy}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{13} = \frac{(\nu_{zx}(1 - d_z) + \nu_{yx}\nu_{zy}d_{zy})E_{xx}^*}{1 - \nu_{deg}} = \frac{(\nu_{xz}(1 - d_x) + \nu_{xy}\nu_{yz}d_{xy})E_{zz}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{23} = \frac{(\nu_{zy}(1 - d_z) + \nu_{xy}\nu_{zx}d_{xz})E_{yy}^*}{1 - \nu_{deg}} = \frac{(\nu_{yz}(1 - d_y) + \nu_{yx}\nu_{xz}d_{xy})E_{zz}^*}{1 - \nu_{deg}} \\
 C_{44} = G_{xy}^* \\
 C_{55} = G_{xz}^* \\
 C_{66} = G_{yz}^* \\
 C_{45} = C_{56} = C_{46} = 0
 \end{array} \right. \quad (2.35)$$

Et :

$$\left\{ \begin{array}{l}
 E_{ii}^* = (1 - d_i)E_{ii} \quad \forall i \in \{x, y, z\} \\
 d_{ij} = (1 - d_i)(1 - d_j) \quad \forall (i, j) \in \{x, y, z\}^2, i \neq j \\
 G_{ij}^* = d_{ij}E_{ij} \quad \forall (i, j) \in \{x, y, z\}^2, i \neq j \\
 \nu_{deg} = \nu_{xy}\nu_{yx}d_{xy}\nu_{xz}\nu_{zx}d_{xz}\nu_{yz}\nu_{zy}d_{yz} - 2\nu_{yx}\nu_{yz}\nu_{xz}(1 - d_x)(1 - d_y)(1 - d_z)
 \end{array} \right. \quad (2.36)$$

Enfin, pour être cohérent avec le comportement pseudo-plastique en cisaillement plan observé expérimentalement pour les tissus composite, la même loi que celle utilisée pour la stratégie semi-continue 2D (2.10) est utilisée. La formulation des éléments barre est la même que celle utilisée dans les précédentes études. Un loi de contact edge-to-edge de Radioss est introduite pour éviter l'interpénétration de ces éléments après l'endommagement complet de l'élément volumique "support". L'identification des paramètres est réalisée par identification inverse sur des essais de traction et d'indentation.

Pour valider cette stratégie, les essais d'impact sur structures hybrides décrits plus haut sont modélisés. La mousse époxy est modélisée avec des éléments volumiques. La loi Radioss destinée à représenter le comportement de la mousse sous écrasement (MAT/LAW28) couplée à une loi d'endommagement de type Tuler-Butcher [64] a été choisie pour représenter son comportement. Les paramètres sont obtenus par identification inverse à partir d'essais de traction, de compression et d'indentation.

Bien que l'ensemble des essais d'impact à basse et moyenne vitesse sur les structures hybrides composées de tissus d'aramide imprégnés et de mousse époxy ait été modélisé et comparé aux mesures expérimentales, seules deux comparaisons sont exposées ici.

La première concerne l'essai d'impact au poids tombant pour la configuration [PB250-3plis-PB250]. Les résultats expérimentaux et numériques sont donnés sur la Figure 2.101. Le modèle permet de représenter les trois étapes d'endommagement identifiées expérimentalement, c'est-à-dire :

- l'écrasement et la densification de la mousse située au dessus des plis d'aramide (A)
- la rupture des plis d'aramide (B)
- la rupture de la mousse située dans la partie inférieure, caractérisée par de larges fissures traversantes.

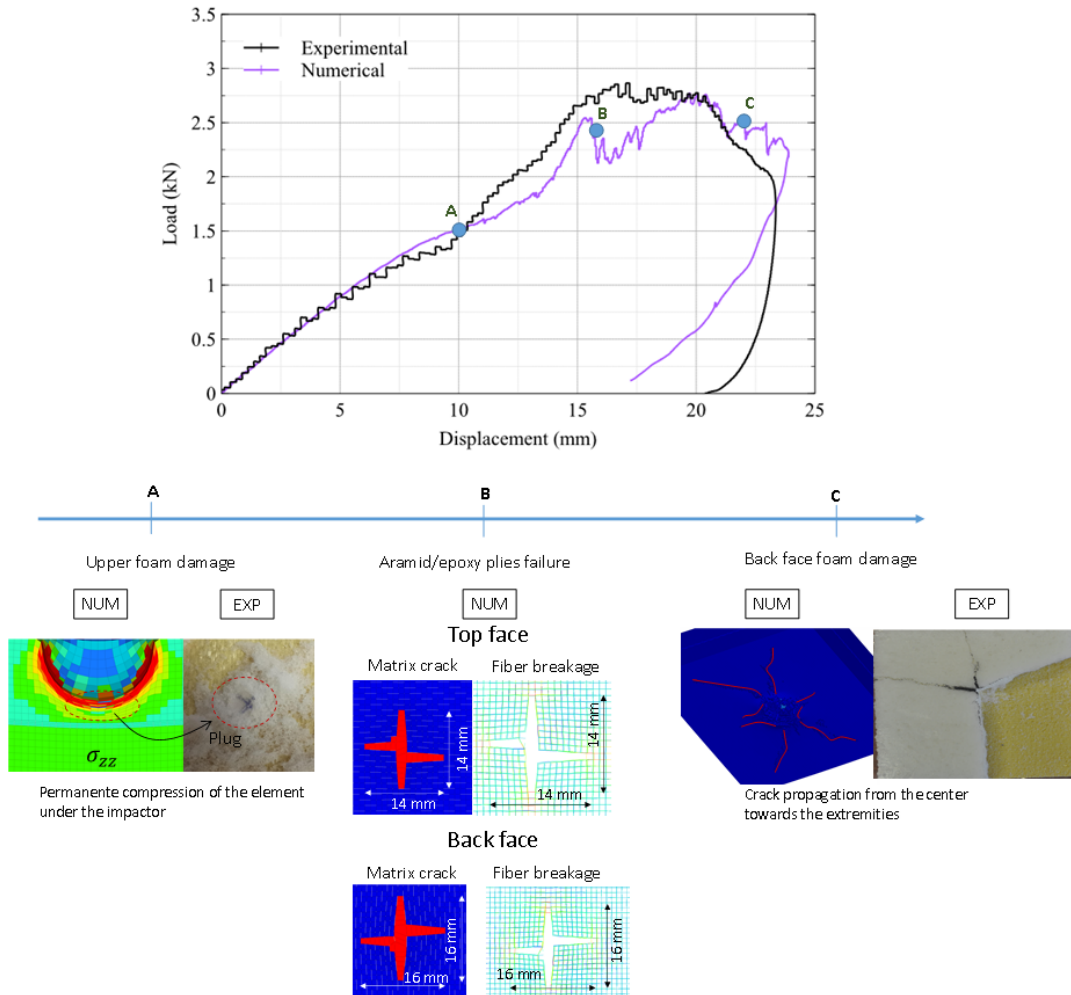


FIGURE 2.101 – Comparaison expérimentale/numérique pour l'essai d'impact à basse vitesse sur la configuration [PB250-3plies-PB250].

La deuxième concerne l'essai d'impact au canon sur l'éprouvette constituée de 25 plis d'aramide imprégnés. La comparaison des faciès de rupture mesurés après l'essai et ceux donnés par le modèle est donnée sur la Figure 2.102. Une très bonne corrélation est observée tant sur la forme que sur les dimensions des ruptures mesurées.

Globalement, une bonne corrélation entre les mesures expérimentales et les résultats numériques est observée pour les configurations hybrides pour lesquelles les tissus d'aramides sont imprégnés. Néanmoins, pour pouvoir conclure sur l'intérêt de la formulation des tissus d'aramide proposée dans ces travaux, une étude plus poussée du comportement des tissus non-imprégnés ou faiblement imprégnés sous impact semble nécessaire.

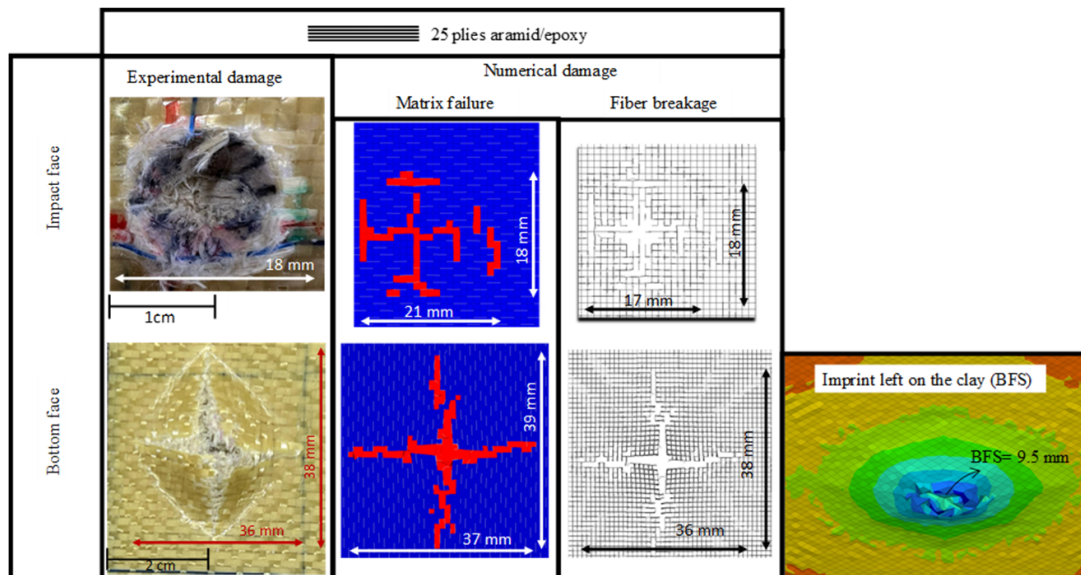


FIGURE 2.102 – Comparaison expérimentale/numérique pour l’essai d’impact à moyenne vitesse sur l’éprouvette constituée de 25 plis d’aramide imprégnés.

PARTIE 3 --- Projet de recherche

Sommaire

3.1	Contexte	106
3.2	Amélioration des stratégies de modélisation des stratifiés en composite	107
3.3	Durabilité des structures composites	111
3.3.1	Prolongement de la durée de vie des structures en composite	111
3.3.2	Bio-composites	113
3.4	Conception optimale de structures composites	114
3.5	Comportement des composites sous température cryogénique	117
3.6	Bilan	120

3.1 Contexte

Depuis que je fais de la recherche, je travaille essentiellement dans le domaine des matériaux composites, et plus particulièrement sur les problématiques de l'apparition et de la propagation des dommages qui peuvent être générés à la suite de sollicitations sévères comme des impacts. Mon travail m'a permis d'apporter des éléments scientifiques et de développer des méthodes et des outils utiles pour ma communauté et pour les industriels du secteur.

Comme j'ai pu le décrire dans la partie précédente présentant la synthèse de mes travaux, ma recherche comporte à la fois une dimension expérimentale et une dimension numérique. Ces deux volets sont complémentaires. Des campagnes d'essais spécifiques sont mis en place pour mettre en évidence les phénomènes physiques d'intérêt à modéliser, pour quantifier et identifier les grandeurs clés à introduire dans nos modèles et pour valider les stratégies de modélisation développées. C'est sur ce dialogue essai/calcul permanent que se basent mes travaux actuels et passés, dont les trois principales contributions sont :

- étude des phénomènes physiques qui pilotent le comportement à l'impact et post-impact des stratifiées composites tissés et/ou unidirectionnels de faible ou grande épaisseur,
- développement de la stratégie de modélisation semi-continue, qui se situe à une échelle intermédiaire entre la fibre et le pli homogénéisé, et qui permet ainsi de prendre en compte les mécanismes locaux qui pilotent la ruine de la structure sans pour autant descendre à une taille de représentation rédhibitoire pour les acteurs industriels,
- développement de méthodologies pour permettre l'amélioration des performances de structures de protection faces aux sollicitations de crash ou d'impact, en jouant notamment sur l'hybridation ou sur une architecturation spécifique.

Malgré cela, de nombreux verrous scientifiques restent à lever pour permettre de proposer des outils de dimensionnement suffisamment fiables, précis et utilisables facilement en bureau d'étude. C'est donc logiquement que je souhaite continuer ma recherche dans cette direction et dans le domaine extrêmement enrichissant des matériaux composites et architecturés.

Dans un premier temps, et à court termes, il me semble pertinent de faire évoluer la stratégie de modélisation semi-continue pour élargir son domaine d'application. Les principales pistes d'investigation sont données à la Section 3.2.

De plus, je pense que le savoir que nous avons acquis et les outils que nous avons développés doivent nous permettre d'aller étudier des phénomènes physiques et des problématiques qui constituent aujourd'hui des verrous scientifiques qui me semblent majeurs. Ces thématiques que je souhaite investiguer ont en commun le désir d'ajouter une dimension environnementale à notre travail. En effet, bien que l'utilisation des matériaux composites présente de très nombreux avantages, un de leur principal défaut est qu'ils ont du mal à s'inscrire dans une logique de développement durable.

Tout d'abord, une thématique sur laquelle il me semble intéressant d'utiliser nos compétences concerne l'amélioration de la durabilité des structures composites. Deux axes pourraient être étudiés. Le premier concerne l'étude de la propagation des dommages dans le but de prolonger la durée de vie des structures. Cela pourra passer soit par la réévaluation des pièces présentant des défauts, soit par des études de réparabilité et de

tenue post réparation (Section 3.3.1). Le deuxième axe concerne l'utilisation et l'investigation des performances des matériaux bio-composites. Nous pourrions effectivement nous pencher sur leurs caractéristiques en dynamique et sur leur éventuelle capacité à dissiper de l'énergie lors de sollicitations de type crash (Section 3.3.2).

Ensuite, dans un objectif d'allègement des structures, je souhaiterais que les modèles que nous avons pu développer pour représenter les structures composites puissent servir de base à des méthodes de conception optimale. Les variables pourraient être la position des fibres ou bien l'architecture d'un treillis afin de maximiser par exemple l'énergie d'absorption spécifique ou améliorer la tenue d'une pièce (Section 3.4).

Enfin, un autre objet de recherche sur lequel j'aimerais travailler concerne le comportement des structures composite en condition cryogénique (Section 3.5). L'étude de leur réponse en statique ou sous chargement d'impact est assez peu étudié pour des températures inférieures à 80 K et constitue un sujet de recherche stimulant. Ces travaux pourraient, entre autre, nourrir des études portant sur la conception et le dimensionnement de réservoirs d'hydrogène liquide menées dans le cadre de la transition énergétique.

Dans cette partie, les verrous scientifiques identifiés ainsi que les méthodes numériques et expérimentales que je souhaite mettre en place pour les lever sont décrits.

3.2 Amélioration des stratégies de modélisation des stratifiés en composite

Le développement de stratégies de modélisation des structures composites à une échelle représentative des phénomènes physiques qui pilotent les mécanismes clés occupe une place importante dans mes travaux. Ces recherches ont donné naissance à la stratégie semi-continue, qui repose sur la séparation des composants constitutifs des structures composites. Les torons de fibre sont représentés par des éléments barres. Ils sont stabilisés par des éléments plaques qui représentent la matrice. Des éléments cohésifs spécifiques ont aussi été formulés : des éléments interlaminaires pour représenter les délaminages et des éléments intralaminaires pour représenter les fissurations matricielles hors plan au sein des plis. Comme je l'ai présenté dans la partie précédente, cette approche à l'échelle des armures des matériaux composites fournit des résultats en très bon accord avec les résultats d'essai d'impact et de propagation post impact pour des stratifiés tissés et unidirectionnels. Néanmoins, des actions de recherche doivent encore être menées pour améliorer le modèle existant et l'étendre à des cas d'études spécifiques d'impact sur structures composites que je souhaite explorer.

Le premier comportement que je souhaite investiguer et intégrer dans le modèle semi-continu est la réponse en cisaillement hors-plan des torons de fibre. En effet on observe expérimentalement que ce comportement peut jouer un rôle important dans la réponse à l'impact des structures composites. Des ruptures en cisaillement hors-plan sont couramment constatées sur des structures épaisses impactées à haute vitesse avec des projectiles durs ou saillants, comme dans les cas d'impacts sur protections balistiques, et pour lesquels un poinçonnement est observé. Des exemples de faciès de rupture caractéristiques où le cisaillement transverse pilote la rupture sont donnés sur la Figure 3.1. Ces phénomènes peuvent être d'autant plus complexes que le toron constitutif a une section importante, comme cela peut être le cas par exemple pour les matériaux tressés 3D où les structures obtenues par enroulement filamentaire.

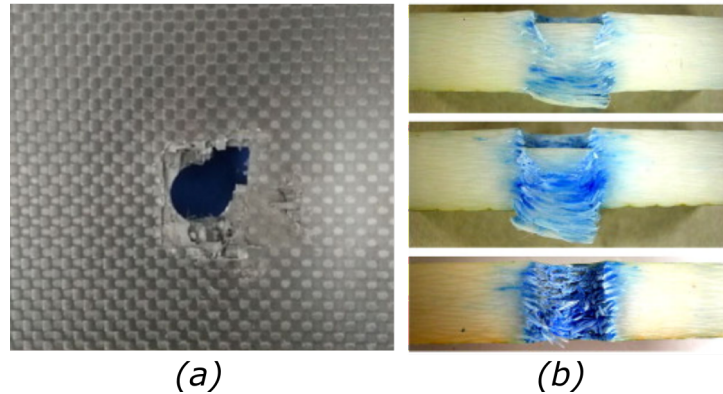


FIGURE 3.1 – Exemples de poinçonnements : a) Dommages sur un stratifié tissé carbone/époxy de 9mm d'épaisseur impacté à 870 m/s par un cylindre d'acier de 9.8 mm de diamètre et 17 mm de long [37] - b) Rupture observée sur un stratifié épais verre S-2/SC15 poinçonnée par un indenteur cylindrique de diamètre 12.7 mm [22].

Ainsi, une piste d'amélioration de notre modèle semi-continu sur laquelle nous devons travailler concerne l'enrichissement des éléments 1D qui représentent les torons de fibre. Aujourd'hui ces éléments sont des éléments barre qui, par définition, ne travaillent qu'en traction ou en compression. La prise en compte du cisaillement dans les éléments 1D permettrait de représenter la rupture en cisaillement hors plan des torons. Une solution envisagée serait de remplacer les éléments barres qui modélisent les torons par des éléments poutres spécifiques. L'idée n'est pas d'apporter une rigidité de flexion, qui pourrait être neutralisée, mais plutôt de s'appuyer sur les degrés de liberté de rotation supplémentaires et l'introduction de fonctions de forme adaptées pour représenter et implémenter un critère de ruine en cisaillement hors plan.

Pour identifier finement les phénomènes à implémenter et pour confronter notre modèle, nous pourrions développer un moyen d'essai de poinçonnement droit original qui serait entre l'essai de poinçonnement cylindrique classique [66] et l'essai de flexion sur poutre courte "short beam" [3 ; 27]. L'essai envisagé, illustré sur la Figure 3.2, pourra être réalisé en quasi-statique, ou bien en dynamique sous la tour de chute. L'idée est de mesurer les efforts de poinçonnement et de filmer la tranche du stratifié pendant l'essai avec une caméra rapide pour identifier les phénomènes clés et la chronologie d'endommagement lors du cisaillement hors-plan des torons.

Un autre axe d'amélioration concerne l'extension de l'approche semi-continue à des stratifiés épais et à forme complexe, pour des sollicitations d'impact comme pour des problématiques de tenue mécanique. Cela doit passer, entre autres, par une meilleure représentation de la contrainte de traction ou de compression hors plan σ_{33} . Cette composante hors plan peut jouer un rôle important dans la ruine des structures à géométries complexes. Elle pilote par exemple le phénomène de dépliage étudié dans le cadre de la thèse de Sylvain Arki [5] (Figure 3.3.a). Une contrainte de compression hors plan peut aussi permettre de "protéger" la résine comme dans le cas des pièces à double courbures [5]. Une piste pour mieux représenter ces comportements spécifiques serait d'enrichir la formulation des éléments 3D "résine" développés dans la thèse de Lara Boutros [13] (Figure 3.3.b). Il faudrait pousser plus loin ces développements pour pouvoir intégrer de manière plus fine les glissements relatifs des torons les uns par rapport aux autres une fois la matrice totalement endommagée, lors d'une sollicitation d'impact par exemple. Cet élément 3D

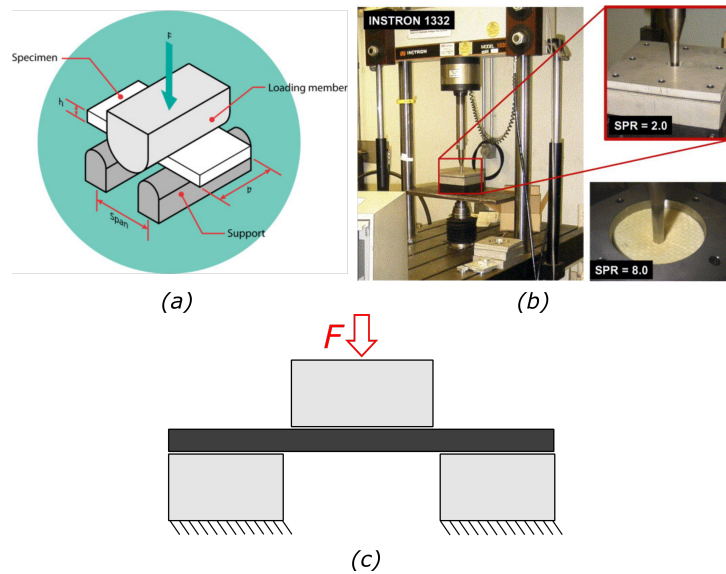


FIGURE 3.2 – a) essai "short beam" [27] - b) essai de poinçonnement cylindrique [66] - c) essai de poinçonnement droit à développer

spécifique pourrait servir de support pour l'implémentation des phénomènes de frottements intralaminaires qui ont lieu après la ruine de la résine et qui peuvent engendrer une dissipation d'énergie à prendre en compte dans nos modèles. La loi qui devra être formulée et implémentée pourra dans un premier temps s'appuyer sur une séparation des comportements déviatorique et sphérique, et l'introduction de coefficients de friction statiques et dynamiques pour les lier. Pour identifier plus finement les mécanismes associés, nous pouvons imaginer mettre en place des essais originaux d'extraction (ou "pull-out") de torons de tissu sec ou bien imprégné avec différents niveaux d'endommagement de la résine. Ce type d'essai n'a pour le moment pas été trouvé dans la littérature.

Enfin, la dernière piste de recherche sur laquelle je souhaite travailler concerne l'intégration de l'approche semi-continue à des modélisations de structures de grandes dimensions, comme des réservoirs de lanceurs spatiaux ou bien des pales d'hélicoptère, tout en gardant des temps de calcul acceptables pour les acteurs industriels. Cela pourra passer par des approches multi-échelles au sens des stratégies global/local qui nécessitent le développement de codes spécifiques. La mise en place de cette solution est l'objet de la thèse d'Alexy Tailleur, que j'encadre, et qui est financée par le CNES et CTI. Les travaux de ce doctorat, qui se terminera en septembre 2024, ont permis d'implémenter une méthode robuste pour passer d'un modèle global constitué d'éléments plaques composites homogénéisées à un modèle local volumique (un élément par pli) avec des éléments cohésifs interlaminaires (Figure 3.4). La méthode définie permet de faire le passage global vers local pour des stratifiés de faible et forte épaisseur. Néanmoins, cette méthode a été mise en place pour le moment uniquement pour des calculs statiques linéaires sans remontée d'information du local vers le global. Il n'est possible que de prédire l'initiation des dommages. Il faudra pour les futurs travaux enrichir ces développements afin de pouvoir représenter les propagations d'éventuels dommages dans le modèle local et leur influence sur le comportement global. Le défi principal qu'il va falloir relever dans la mise en place de ce passage local vers global sera de définir comment la dégradation des caractéristiques mécaniques due à la présence des défauts ou dommages modélisés dans

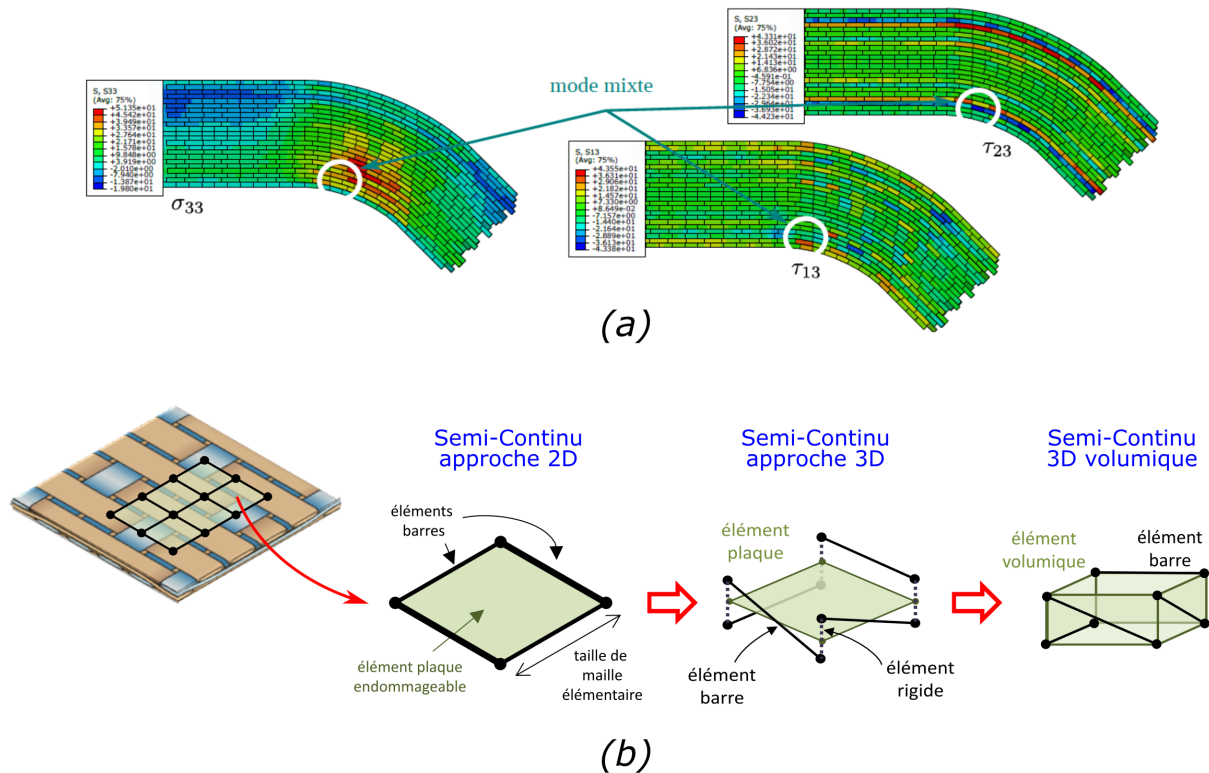


FIGURE 3.3 – a) Rôle de la contrainte hors plan σ_{33} sur le phénomène de dépliage de cornières [5] - b) Utilisation d'éléments 3D dans l'approche semi-continue

le modèle local devra être répercutée dans le modèle global. En effet, si ce passage à une échelle supérieure ne peut pas se faire sans une perte d'information [44], il faudra définir des méthodes plus précises que la simple homogénéisation de l'endommagement calculé localement à l'échelle de la zone d'intérêt. Une première solution pourrait être d'implémenter des fonctions d'ordre supérieure (par exemple des NURBS [28]) pour renvoyer les efforts au noeuds du modèle global. Une autre solution consisterait à construire un modèle intermédiaire 2D enrichi et de définir ainsi deux zones d'intérêt : une zone plus grande pour le passage modèle global/modèle intermédiaire et une zone plus petite, incluse dans la première zone, pour le passage modèle intermédiaire/modèle local.

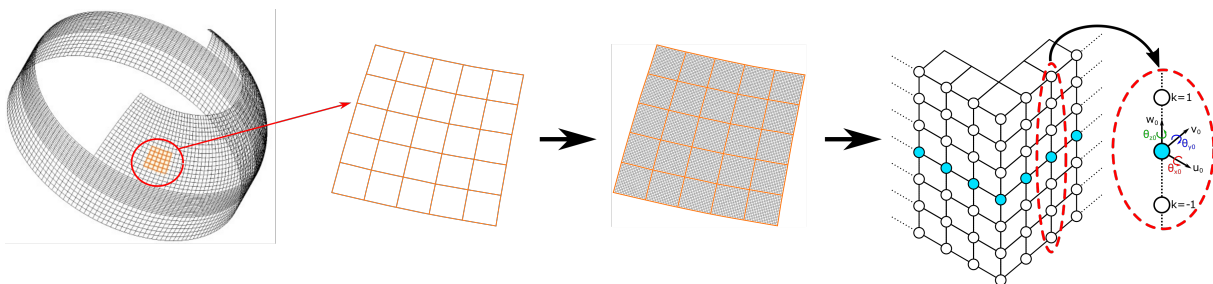


FIGURE 3.4 – Représentation schématique de la stratégie de modélisation global/local mise en place dans le cadre de la thèse d'Alexy Tailleux.

3.3 Durabilité des structures composites

3.3.1 Prolongement de la durée de vie des structures en composite

La fin de vie des structures composites est un aspect problématique de l'utilisation de ces matériaux. En effet, ces structures sont aujourd'hui difficilement recyclables, et leur mise au rebut représente un impact non négligeable sur l'environnement. Ainsi, dans l'optique d'atténuer cet aspect, il peut être intéressant d'agir pour prolonger la durée en service d'une pièce composite présentant un défaut ou un dommage. Deux pistes peuvent être envisagées pour cela : calculer plus finement la durée réelle durant laquelle peut tenir la pièce concernée avant de ne plus pouvoir remplir son rôle ou bien réparer localement la pièce et assurer que cette réparation tiendra dans le temps.

Nos travaux sur la propagation des dommages dans les tissus composites, menés dans le cadre de la thèse de Ange Rogani [58], ont permis de montrer que la stratégie semi-continue pouvait représenter finement ces propagations, moyennant l'ajout de lois d'endommagement adaptées. Néanmoins, si nous souhaitons améliorer le modèle existant et élargir le domaine d'application de cette stratégie, plusieurs pistes d'investigation doivent être explorées.

Le premier sujet de recherche à investiguer concerne l'étude expérimentale et numérique de la propagation des délaminages dans les stratifiés composites, pour différents modes et pour plusieurs orientations relatives de plis. Nos travaux dans le cadre de la thèse de Ange Rogani ont montré que même sur des peaux en tissus de faible épaisseur, un délaminage pouvait se propager sous sollicitation cyclique et qu'il pouvait même piloter les mécanismes de ruine du stratifié (Figure 3.5). Ce type de propagation est aussi observé pour des stratifiés plus épais, comme par exemple ceux qui constituent les pales d'éoliennes. La Figure 3.6 montre des exemples de propagation de délaminages en fatigue dans une pale d'éolienne présentant un défaut de fabrication [41]. Ce phénomène est d'autant plus intéressant à étudier que les délaminages sont les défauts qui pilotent la tenue des structures composites en compression après un impact à basse vitesse. Dans le cadre de la tolérance aux dommages, il serait pertinent d'étudier la propagation post-impact en plus des essais de compression définis par la norme ASTM [6]. Ce travail riche et intéressant nécessitera la mise en place d'essais spécifiques pour voir l'influence des différents modes et types de sollicitation sur la propagation des délaminages. Des lois de propagation adaptées aux formulations de nos éléments cohésifs devront aussi être développées et implémentées.

Le deuxième sujet d'étude sur lequel je souhaite m'investir concerne la réparabilité des structures composites. En effet, la stratégie semi-continue semble tout à fait adaptée à la modélisation des patches de réparation sur ce type de structures. La rupture de continuité des renforts peut être prise en compte intrinsèquement, ce qui est un point fort pour capter les concentrations de contraintes présentes dans la structure. De plus l'approche semi-continue doit permettre de modéliser les éventuels propagations des dommages liés aux procédés d'enlèvement de matière qui ont lieu avant la pose du patch. Par exemple, des échanges avec nos collègues du laboratoire, Redouane Zitoune et Laurent Crouzeix, qui travaillent sur l'utilisation d'une machine à jet d'eau abrasif pour cette phase de la réparation, nous ont appris qu'à la suite de cette étape, la zone pouvait présenter des contaminations par des particules d'abrasif ou bien des cratères d'une taille variant entre

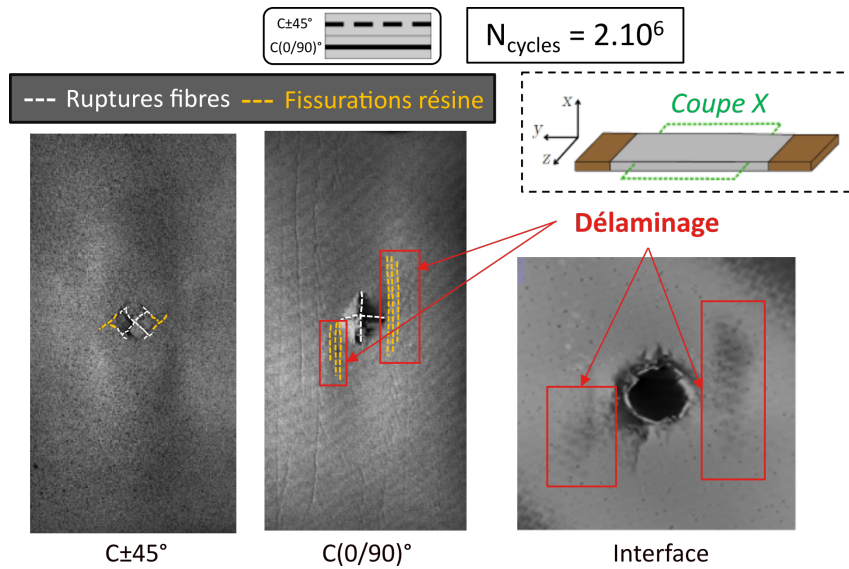


FIGURE 3.5 – Rôle du délaminage dans la propagation du dommage post-impact sur un stratifié tissé carbone/epoxy $[45^\circ/0^\circ]$ (Tomographie RX)

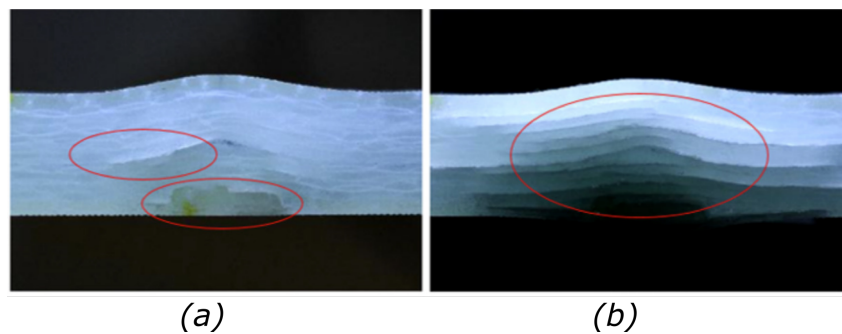


FIGURE 3.6 – Exemple de propagation de délaminage en fatigue sur un revêtement de pale d'éolienne présentant un défaut de fabrication [41] : a) 495000 cycles - b) 670000 cycles.

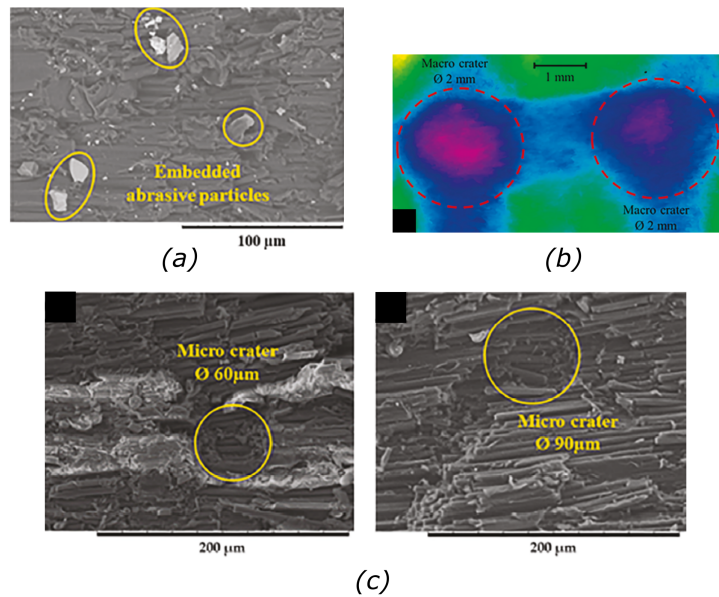


FIGURE 3.7 – Exemples de défauts introduits lors de l’usinage par jet d’eau abrasif de tissus composites [62] : a) contamination par particules d’abrasif - b) macro cratère - c) micro cratères

2 mm et 50 μm [62] (Figure 3.7). La caractérisation de ces défauts et la définition d’une stratégie pour leur représentation dans la modélisation semi-continue représente un défi scientifique que je souhaite relever. Pour cela, nous pourrions dans un premier temps nous appuyer sur une analyse de la forme, du nombre et de la distribution de ces défauts puis mettre en place des campagnes d’essai pour mesurer leur influence sur la tenue de réparations simple. Dans un deuxième temps nous devrions intégrer cette influence dans la modélisation semi-continue. Cela pourra passer soit par un abaissement des contraintes d’initiation et des taux de restitution d’énergie des interfaces interlaminaires et intralaminaires, soit par la représentation explicite de ces cratères dans le modèle à l’aide d’éléments spécifiques à développer.

3.3.2 Bio-composites

Une autre piste qui permettrait d’atténuer la pollution due à l’utilisation de matériaux composites serait d’utiliser des matériaux composites bio-sourcés ou bio-composites. Dans ces matériaux, les renforts synthétiques (verre, carbone,...) sont remplacés par des fibres naturelles (lin, chanvre, agave, bambou,...) qui sont moins polluantes à produire et qui peuvent dans certaines conditions être recyclées. La résine qui habituellement est issue de l’industrie pétrochimique peut elle aussi être remplacée par une résine végétale ou animale ou bien par une résine moins "naturelle" mais recyclable.

L’utilisation de ces matériaux soulève de nombreuses problématiques liées à la mise en forme et à la fabrication qui ne relève pas de mon domaine de compétence et que je n’ai pas la prétention de vouloir traiter. En revanche, travailler en collaboration avec des collègues spécialiste des procédés de fabrication de ce type de matériaux pour pouvoir étudier leur propriétés sous sollicitation dynamique me semble un axe de recherche intéressant.

C’est dans cette optique que nous travaillons actuellement, dans le cadre de la thèse de Franck Guillou qui se terminera en juillet 2024, sur l’étude du comportement en

dynamique rapide de certains matériaux biosourcés. La partie mise en forme et fabrication a été investiguée par Olivier De Almeida, chercheur dans l'axe "Matériaux-Procédés-Propriétés" du groupe "Matériaux et Structures Composites" du laboratoire. Les fibres retenues pour cette étude sont le lin, le basalte et le bambou. La résine utilisée est une résine thermoplastique recyclable de chez ARKEMA. L'idée est d'identifier des éventuels effets dynamiques à travers, entre autres, des essais de traction statique et des essais de traction dynamique en utilisant le dispositif de traction dynamique développé initialement durant la thèse de Benjamin Valès [65]. En parallèle, des lois de comportement ont été développées et implémentées dans le code de calcul MEF explicite Abaqus. Ces matériaux ont un comportement fortement lié à leur structure microscopique (torsade, présence de résine naturelle intra toron,...), ce qui en font des sujets d'études scientifiques très intéressants. Je souhaiterais à présent pouvoir étudier le comportement en dynamique d'autres matériaux bio-sourcés, comme la fibre d'agave, endémique du bassin méditerranéen et qui avait fait l'objet d'un dépôt de projet européen en 2019 avec l'Université de Malte et dans lequel j'étais responsable du Work Package "dynamic behaviour" (projet non financé).

Enfin, le dernier aspect que je souhaiterais investiguer sur la thématique des bio-composites est l'éventuel intérêt de leur utilisation pour développer des structures d'absorbeurs d'énergie pour les crashes. En effet, un des principaux défauts qu'il leur est reproché pour une utilisation structurale est la variabilité de leurs caractéristiques mécaniques. Or l'introduction de dispersion dans les propriétés mécaniques des absorbeurs d'énergie de crash peut permettre d'éviter la localisation des ruptures, répartir mieux les dommages et ainsi optimiser l'utilisation du dispositif. Pour étudier cela, je souhaite, dans une première approche, introduire la variabilité des propriétés mécaniques qui aura pu être déterminée expérimentalement ou obtenue via la littérature dans la modélisation semi-continue. Je pourrai ainsi évaluer numériquement à partir de tests numérique l'influence de cette variabilité sur le comportement de structures sous chargement de crash.

3.4 Conception optimale de structures composites

Une thématique sur laquelle j'aimerais travailler dans le futur concerne la conception optimale des structures composite. Bien qu'il soit admis depuis les débuts de l'utilisation des matériaux composites qu'il faut concevoir les structures en alignant les renforts avec le chargement, de nombreuses contraintes de fabrication ou de méthodes de dimensionnement ne permettent pas de faire travailler la matière de manière optimale en tout point de la pièce. Néanmoins, depuis le développement de nouveaux moyens de production, comme les robots de dépose de fibres ou les techniques de placement de fibre, la recherche de méthodes pour trouver l'orientation optimale en tout point de la structure à concevoir connaît un nouvel essor. Nous pouvons citer en exemple les travaux de l'équipe de Montemurro [20 ; 43].

Je tiens à préciser que mon ambition de travail sur ces sujets n'est pas de changer radicalement de thématique pour un domaine dans lequel je n'ai pas développé de compétences approfondies, mais de m'appuyer sur les approches numériques que nous avons développées dans l'équipe pour améliorer les méthodes usuelles de conception des structures composite, en collaboration bien sûr avec mes collègues du laboratoire spécialistes en méthodes d'optimisation.

Les problématiques d'optimisation ont déjà été abordées dans des travaux que je mène

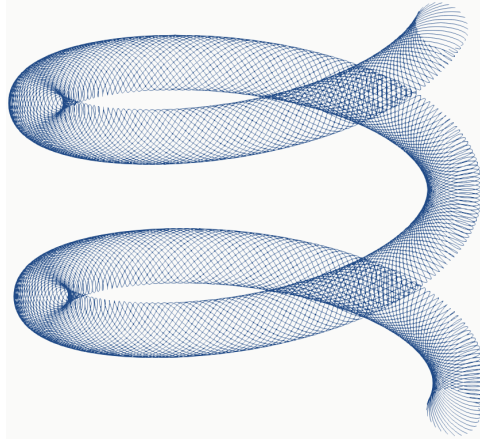


FIGURE 3.8 – Exemple de maillage automatisé d'un pli à 45° sur un ressort hélicoïdal en composite par l'approche semi-continue

dans le cadre de projets actuels. Par exemple, nous sommes impliqués depuis quelques années dans un projet en collaboration avec Latécoère et le CRITT Mécanique et Composite qui concerne la conception et la fabrication d'un ressort en matériaux composites pour les systèmes d'ouverture d'urgence de porte d'avion. Le cahier des charges contient, entre autres, des contraintes en encombrement et en niveau d'effort à restituer qui en font un problème très complexe. Dans un premier temps, dans une optique d'aide au pré-dimensionnement, nous avons développé un petit script simplifié basé sur la théorie de stratifiés homogénéisés qui utilise un algorithme génétique pour permettre de trouver un drapage optimal (nombre de plis, angle et matériau). L'étape suivante est d'automatiser la modélisation du ressort par nos approches semi-continues (Figure 3.8) pour faire une deuxième boucle d'optimisation paramétrique, les variables étant elles aussi les angles de drapage, les matériaux utilisés et le nombre de plis. Nous envisageons soit d'utiliser un algorithme génétique, qui est assez lourd en termes de nombre de calcul, mais qui a l'avantage d'être parallélisable et donc de pouvoir tourner sur le serveur de calcul sur lequel nous avons des heures allouées (CALMIP), soit d'appliquer des méthodes basées sur la recherche d'optimum de surfaces de réponses obtenues par un choix réduit de calculs répondant à un plan d'expérience adapté.

Les libertés de conception apportées par les techniques de fabrication récentes constituent pour moi une réelle source de motivation pour développer de nouvelles méthodes de dimensionnement. L'objectif étant de définir de manière optimale la position et l'orientation des fibres au sein des structures. Prenons par exemple les procédés de placement de fibre TFP (Tailored Fiber Placement), dont le principe est décrit Figure 3.9, et dont NOBRAK, PME Occitane avec laquelle nous menons par ailleurs des actions de recherche, est spécialiste. Une idée de conception optimale serait, pour une géométrie de pièce et un chargement donnés, de définir un premier drapage en se basant sur les directions principales des contraintes données par un calcul homogénéisé. Ce drapage sera ensuite modélisé par une approche semi-continue et amélioré par modification successives de la position des fibres grâce à des algorithmes qui devront être définis et implémentés et qui pourront être basés sur la même logique que ceux utilisés pour l'optimisation topologique par enlèvement de matière.

Un autre travail de recherche que je souhaite mener concerne l'utilisation de drapages

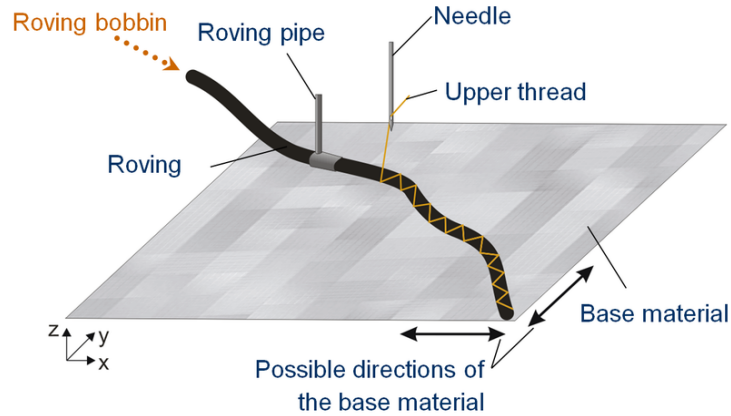


FIGURE 3.9 – Principe du procédé de placement de fibres TFP [32]

"Double-Double" (DD) comme piste d'optimisation des stratifiés composites. Cette stratégie de drapage, initialement développée par Stephen Tsai [63] et décrite en détail dans le livre de Daniel Gay [26], consiste à dimensionner des stratifiés à partir de l'empilement de sous stratifiés constitués de quatre plis et de deux angles symétriques $[\pm\phi, \pm\psi]$. Ces angles sont définis en fonction des propriétés mécaniques voulues et sont compris entre 0° et 90° . Cette méthode de conception a comme avantage premier de permettre de réaliser plus facilement des lâchers de plis (lâcher de sous stratifié). Il est alors plus facile d'optimiser les panneaux dimensionnés avec la méthode DD en faisant varier leur épaisseur. Cette optimisation est d'autant plus simple que la séquence de drapage est définie par trois paramètres seulement : les deux angles ϕ et ψ ainsi que le nombre de sous stratifiés dans l'épaisseur. Dans le cadre de cette théorie de dimensionnement, je souhaiterais plus particulièrement m'intéresser au comportement à l'impact des stratifiés DD. En effet l'état de l'art montre peu d'études décrivant le comportement de ce type de stratifiés sous chargement d'impact, les seuls travaux trouvés [25] présentant une stratégie de dimensionnement reposant sur une modélisation homogénéisée des drapages DD. Or, une pré-étude que j'ai réalisée dans le cadre des stages de Théo Delbard (2023) et Geoffrey Gisclon (2024) en collaboration avec Alten Labs a montré des différences de comportement à l'impact et en compression après impact (CAI) entre des stratifiés DD et des stratifiés Quad (c'est-à-dire définis classiquement à partir de plis orientés à 0° , 90° , 45° et -45°). La Figure 3.10 présente des courbes effort-déplacement d'essais CAI sur des éprouvettes DD et Quad constituées du même matériau et dimensionnées pour avoir la même rigidité de membrane et de flexion. On observe que les stratifiés DD présentent une tenue CAI supérieure. Ainsi, je souhaite pousser plus loin mon investigation pour identifier les causes de ces différences de comportement. Il serait intéressant dans un premier temps de voir si la modélisation semi-continue permet de représenter ces essais. Si c'est le cas, alors nous pourrions mener une étude numérique poussée pour comprendre d'où viennent les différences de comportement entre stratifiés DD et Quad. Dans le cas contraire, nous mettrons en place une campagne d'essai d'impact et d'indentation quasi-statique pour différentes séquences de drapage et niveaux de sollicitation pour identifier finement les différences dans les scénarios d'endommagement des stratifiés DD et Quad, et introduire dans ce cas les comportements spécifiques clés dans la stratégie semi-continue.

Une piste supplémentaire que je souhaiterais continuer à explorer pour améliorer la réponse à l'impact des structures composites est l'hybridation. Comme je l'ai décrit dans

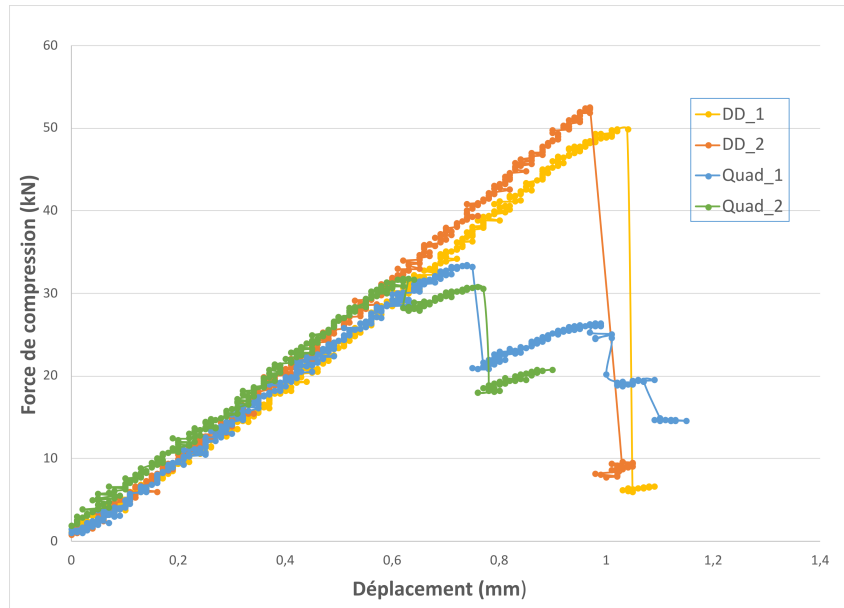


FIGURE 3.10 – Courbes effort-déplacement pour des essais de Compression Après Impact sur des stratifiés DD et Quad de même rigidité et impactés à 16 J

le chapitre précédent, une hybridation nappes UD / tissus permet de limiter les dommages d'impact au sein de stratifiés carbone/epoxy. Nous pouvons imaginer tester d'autres architectures (motifs de tissus, tressés 3D, variation de la taille des torons,...) en s'appuyant sur des résultats numériques fournis par nos modèles semi-continus pour optimiser la réponse à l'impact et post-impact des structures. Je souhaiterais aussi hybrider les matériaux au sein du même stratifié, en combinant par exemple des fibres de carbone, de verre et/ou de kevlar. L'idée serait de faire travailler chacun de ces matériaux dans un domaine pour lequel il présente les propriétés les plus intéressantes. C'est sur ce sujet qu'a travaillé Enrique Alcudia-Zacarias que nous avons accueilli dans notre équipe en 2020 [4]. Ces travaux ont été stoppés prématurément à cause de la pandémie Covid-19, mais c'est une thématique que je souhaite relancer.

3.5 Comportement des composites sous température cryogénique

La nécessité vitale à l'échelle de la planète de ralentir le réchauffement climatique, pousse à développer l'utilisation de nouveaux types de carburants. Dans ce contexte, l'hydrogène est une solution prometteuse. Son transport et son stockage peuvent se faire sous deux formes : soit sous forme gazeuse, à très haute pression, 700 bars, et à température ambiante, soit sous forme liquide à pression atmosphérique mais à très basse température, 20 K (Figure 3.11). C'est cette dernière solution qui est aujourd'hui envisagée pour le transport aéronautique. Parmi les matériaux envisagés pour la réalisation des réservoirs, les matériaux composites à fibres longues constituent de bons candidats [30]. Ainsi, l'étude et la compréhension du comportement des structures composites sous température cryogénique et sous chargement statique ou dynamique constitue aujourd'hui un verrou scientifique que je souhaiterais contribuer à lever.

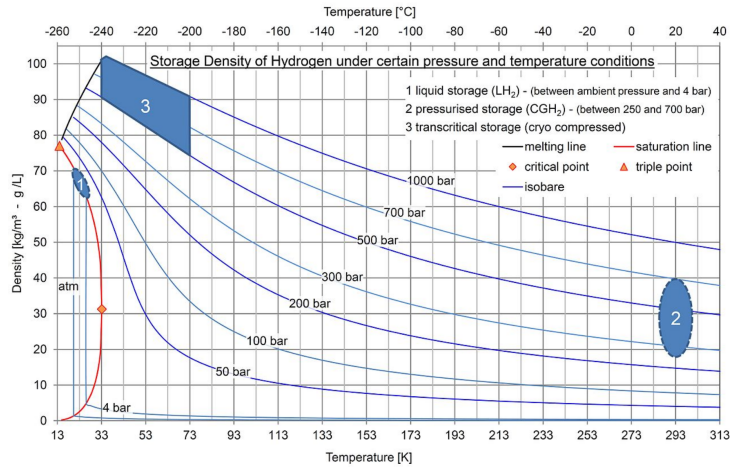


FIGURE 3.11 – Densité de stockage de l’hydrogène en fonction de la température et de la pression

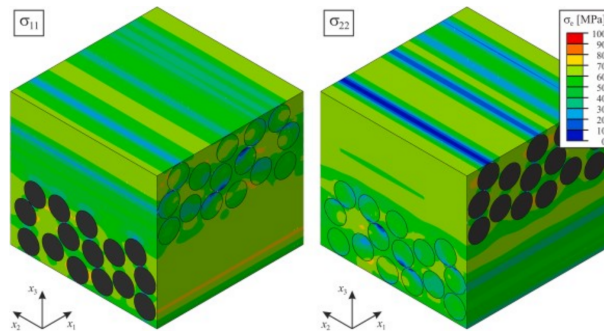


FIGURE 3.12 – Calcul des contraintes résiduelles microscopiques dans la matrice à l’échelle d’un VER [30]

En effet, ces matériaux présentent d’importantes variations de comportement mécanique à très basse température [35 ; 60]. A l’échelle macroscopique, et par rapport aux comportements à température ambiante, on observe généralement une augmentation du module longitudinal en traction et de la contrainte limite, et une baisse de l’allongement à rupture quand on descend à des températures de 70 K. Concernant la propagation des délaminages, des études [57 ; 61] montrent qu’à une température de 77 K la propagation des fissures interlaminaires est plus lente mais que cet effet s’inverse aux alentours de 20 K. La complexité des phénomènes de dégradation et de propagation des dommages observés à l’échelle macroscopique à très basse température est liée aux interactions complexes des constituants à l’échelle microscopique. La littérature montre que les contraintes résiduelles intralaminaires et interlaminaires liées aux différences de coefficients de dilatation thermique entre les matériaux constitutifs du stratifié et entre les différents plis peut engendrer des microfissurations [38]. Un exemple de résultat de la littérature obtenu par calcul MEF est donné dans la Figure 3.12 [30]. Il montre un niveau de contrainte résiduelle de l’ordre de 40 MPa du aux uniques effets thermoélastiques.

Pour étudier les phénomènes qui pilotent la réponse et la dégradation des structures en composite sous charge et à température cryogénique, je souhaite réaliser des campagnes expérimentales spécifiques. Ces essais seront menés dans une enceinte thermique équipée d’un cryostat capable de descendre à 20 K et développée au laboratoire. Cette enceinte qui

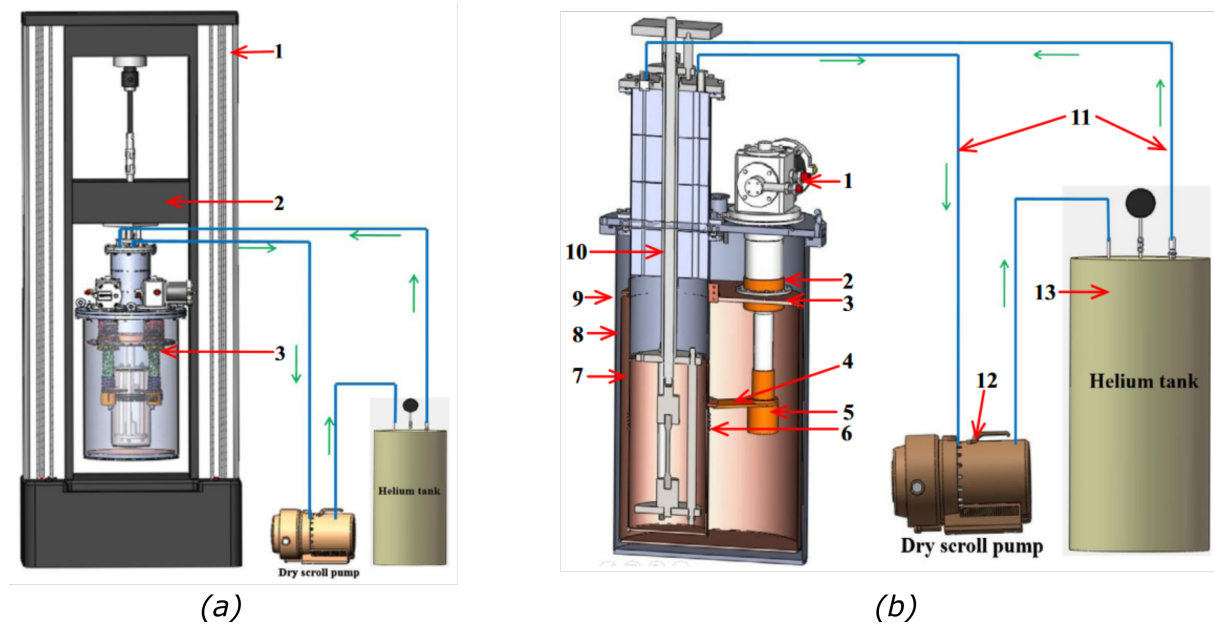


FIGURE 3.13 – (a) Schéma de l'enceinte cryogénique montée sur une machine de traction
- (b) Vue détaillée du système de refroidissement [67]

est en cours de fabrication pourra être montée sur une machine de traction/compression classique. Elle est conçue pour permettre de filmer l'éprouvette au cours de l'essai à travers un hublot, et donc de mesurer les déformations de l'éprouvette pendant le chargement. La conception de cette enceinte s'inspire du moyen développé au Technical Institute of Physics and Chemistry de Beijing [67] illustré sur la Figure 3.13.

Une étude numérique sera menée en parallèle. Je souhaite en effet enrichir la modélisation semi-continue en implémentant des lois dépendantes de la température. Étant donné que les torons et la résine sont modélisés séparément, les différences de contraction thermique généreront de manière explicite des concentrations de contraintes au sein des structures modélisées. Le principal verrou scientifique que je souhaite contribuer à lever ici consiste à identifier de manière fine la part liée uniquement à l'hétérogénéité du stratifié et celle liée aux comportements spécifiques des matériaux constitutifs à très basse température dans la réponse globale de la structure en condition cryogénique. Pour cela je souhaite mettre en place un dialogue entre les résultats numériques fournis par le modèle semi-continue et les résultats expérimentaux menés d'abord sur de la résine seule, puis sur un seul pli et enfin sur un stratifié.

L'étape suivante dans l'étude que je projette de mener concernera l'étude expérimentale et numérique de l'impact des structures composites à température cryogénique. En effet, ces impacts sont d'autant plus dommageables que les caractéristiques intrinsèques des constituants sont affectées [33 ; 56]. Un exemple d'une vue en coupe par tomographie à rayons X de deux stratifiés carbone/epoxy identiques impactés à 80 m/s par un impacteur de calibre 7.62 mm à température ambiante et à -150°C est donné sur la Figure 3.14. Une plus grande densité de fissuration intralaminaires est observée pour l'impact en condition cryogénique.

Il est important de noter que toutes les études publiées sur l'impact des structures composites en environnements cryogénique sont des études expérimentales faisant intervenir des températures n'allant pas en dessous de 77 K. En effet, les tests d'impacts sont

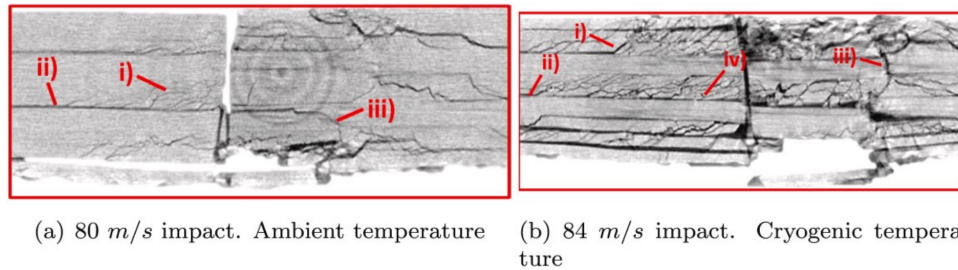


FIGURE 3.14 – Vue en coupe par tomographie à rayons X de deux stratifiés carbone/epoxy identiques impactés par un impacteur de calibre 7.62mm [56]

généralement réalisés après immersion de l'éprouvette dans un bain d'azote liquide. Ainsi, pour pouvoir descendre en dessous de cette limite, l'idée serait d'adapter l'enceinte cryogénique présentée plus haut pour permettre d'introduire un chargement dynamique via, par exemple, la barre de chargement (numérotée 10 sur la Figure 3.13).

3.6 Bilan

Le projet de recherche que j'ai exposé dans ce chapitre et que je souhaite mettre en place durant les prochaines années s'inscrit dans la continuité thématique et méthodologique des travaux que j'ai menés jusqu'à présent. Dans le futur, je voudrais m'investir plus dans des actions de recherche qui répondent à des enjeux sociétaux d'intérêt pour moi, comme la transition vers une société plus juste et plus durable. Bien entendu, l'idée n'est pas d'opérer un virage à 180° par rapport aux thématiques que j'investigue actuellement, mais de m'ouvrir à certains sujets dans la limite de mon champs d'expertise. Par exemple depuis 2021 je suis membre des comités de pilotage de la fédération MIDOC (Mobilité Intelligente et Durable en OCCitanie) et du GIS Néocampus (<https://www.irit.fr/neocampus/>) qui regroupent une vingtaine de laboratoires de tous domaines (science de l'ingénieur, sociologie, géographie, écologie, ...) autour de problématiques concrètes comme la mobilité du futur ou bien la sobriété énergétique.

Dans la même logique que ce que j'ai pu faire jusqu'à présent, les futurs travaux que je souhaite mener pour mettre en place mon projet de recherche feront intervenir à la fois mes compétences expérimentales et numériques. En effet, le dialogue essai-calcul est pour moi le moyen le mieux adapté pour lever les verrous scientifique que j'ai identifiés et décrits dans cette partie. Pour cela je souhaite continuer à mettre en place des campagnes d'essai et à développer des moyens expérimentaux spécifiques et originaux pour essayer de comprendre le comportement des structures composites en environnement sévère. Bien entendu je vais continuer à développer et à améliorer l'approche semi-continue qui, dans ma démarche scientifique présente et future constitue la colonne vertébrale de mes activités de recherche. Pour moi, cette stratégie de modélisation originale a encore un gros potentiel et un champ d'application très large qui reste développer et exploiter.

Pour mettre en application ce projet je ne souhaite pas travailler de manière isolée mais je compte au contraire développer des collaborations universitaires locales, nationales et internationales. Au niveau du laboratoire nous avons déjà amorcé des discussions avec nos collègues Laurent Crouzeix et Redouane Zitoune concernant les problématiques de réparation de structures composites et avec Florian Bugarin pour les aspect algorithmes

d'optimisation de placement de fibre. Notons aussi les échanges que nous avons avec Daniel Gay sur les stratifiés DD. Au niveau national, je souhaite impulser une collaboration autour des stratégies de modélisation global/local avec Michele d'Ottavio et Olivier Polit du LEME avec qui nous échangeons régulièrement. De plus, je suis en contact depuis peu avec Benjamin Ostre du laboratoire MAPIEM de l'université de Toulon pour travailler autour de la thématique de la caractérisation dynamique de structures imprimées 3D PEEK et PEKK. A l'échelle internationale, comme je l'ai évoqué plus haut, je souhaite relancer certaines collaborations qui ont été stoppées à cause de la crise Covid : Enrique Alcudia-Zacarias chercheur à l'Université Autonome de Basse Californie au Mexique sur l'étude des composites hybrides multimatériaux ; et Claire De Marco de l'Université de Malte sur l'étude du comportement des composites à base de fibres d'agaves sous chargement d'impact. J'espère aussi mettre en place des actions de recherche avec Valentina Lopresto et Ilaria Papa de l'Université Federico II de Naples sur les thématiques d'impact sur structures bio-composites et les interactions fluide structure appliquées aux réservoirs. Enfin, nos investigations sur le comportement des stratifiés DD sous chargement d'impact nous ont permis d'échanger avec Steven Tsai de l'Université de Stanford avec qui je souhaite développer des collaborations scientifiques.

Bibliographie

- [1] J. Aboissière. *Propagation de dommages d'impact dans un matériau composite stratifié à fibres de carbone et résine époxyde*. PhD Thesis, 2003. Cité page 25
- [2] S. Abrate. *Impact on Composite Structures*. Cambridge University Press, Cambridge, 1998. Cité page 79
- [3] AFNOR. NF EN ISO 14130 - Composites plastiques renforcés de fibres - Détermination de la résistance au cisaillement interlaminaire apparent par essai de flexion sur appuis rapprochés. Technical report. Cité page 108
- [4] E. Alcudia-Zacarías, A. Abúndez-Pliego, J. Mayén, J. Colín-Ocampo, A. Blanco-Ortega, and W. M. Alcocer-Rosado. Experimental Assessment of Residual Integrity and Balanced Mechanical Properties of GFRP/CFRP Hybrid Laminates under Tensile and Flexural Conditions. *Applied Composite Materials*, 27(6) :895–914, Dec. 2020. Cité page 117
- [5] S. Arki. *Etude des pièces composites à fortes singularités*. These de doctorat, Toulouse 3, Mar. 2019. 2 citations pages 108 et 110
- [6] ASTM. Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates. Technical report. Cité page 111
- [7] ASTM. Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. Technical report, ASTM International. Cité page 48
- [8] ASTM. Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. Technical report, ASTM International. Cité page 48
- [9] ASTM. Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials. Technical report, ASTM International. Cité page 48
- [10] J. Aubry. *Etude expérimentale et numérique d'impacts sur structures : application aux pales d'hélicoptères*. phd, Université de Toulouse, Université Toulouse III - Paul Sabatier, Apr. 2013. 2 citations pages 42 et 83
- [11] J.-L. Batoz and G. Dhatt. *Modélisation des structures par éléments finis. Vol.2 : Poutres et plaques*. Hermes edition. Cité page 33
- [12] M. Bizeul. *Study of the fatigue crack growth in thin composite skins made of woven plies*. phd, Jan. 2009. Cité page 65
- [13] L. Boutros. *Etude et modélisation d'impacts sur structures composites hybrides mousse époxy - plis d'aramide*. These de doctorat, Toulouse 3, Nov. 2022. Cité page 108
- [14] P. P. Camanho, C. G. Davila, and M. F. De Moura. Numerical Simulation of Mixed-Mode Progressive Delamination in Composite Materials. *Journal of Composite Materials*, 37(16) :1415–1438, Aug. 2003. Cité page 36

- [15] F.-K. Chang, H. Y. Choi, and S.-T. Jeng. Study on impact damage in laminated composites. *Mechanics of Materials*, 10(1) :83–95, Nov. 1990. *Cité page 79*
- [16] H. Y. Choi and F.-K. Chang. A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact. *Journal of Composite Materials*, 26(14) :2134–2169, Dec. 1992. Publisher : SAGE Publications Ltd STM. *Cité page 79*
- [17] K. M. CONWAY. *Multiscale behavior of fused deposition additively manufactured thermoplastic cellular materials*. These de doctorat, Clemson University, 2018. *Cité page 57*
- [18] S. Daggumati, E. Voet, W. Van Paepegem, J. Degrieck, J. Xu, S. V. Lomov, and I. Verpoest. Local strain in a 5-harness satin weave composite under static tension : Part I – Experimental analysis. *Composites Science and Technology*, 71(8) :1171–1179, May 2011. *Cité page 25*
- [19] S. Ekşi and K. Genel. Comparison of Mechanical Properties of Unidirectional and Woven Carbon, Glass and Aramid Fiber Reinforced Epoxy Composites. *Acta Physica Polonica A*, 132(3-II) :879–882, Sept. 2017. *Cité page 63*
- [20] G. Fiordilino, M. Izzì, and M. Montemurro. A general isogeometric polar approach for the optimisation of variable stiffness composites : Application to eigenvalue buckling problems. *Mechanics of Materials*, 153 :103574, Feb. 2021. *Cité page 114*
- [21] D. P. Flanagan and T. Belytschko. A uniform strain hexahedron and quadrilateral with orthogonal hourglass control. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 17(5) :679–706, 1981. *eprint* : <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/nme.1620170504>. *Cité page 101*
- [22] B. A. Gama and J. W. Gillespie. Punch shear based penetration model of ballistic impact of thick-section composites. *Composite Structures*, 86(4) :356–369, Dec. 2008. *Cité page 108*
- [23] K. W. Gan, S. R. Hallett, and M. R. Wisnom. Measurement and modelling of interlaminar shear strength enhancement under moderate through-thickness compression. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 49 :18–25, June 2013. *Cité page 83*
- [24] G. Gao and Y. Li. Mechanical properties of woven glass fiber-reinforced polymer composites. *Emerging Materials Research*, 5(2) :201–208, Dec. 2016. *Cité page 63*
- [25] A. Garofano, A. Sellitto, V. Acanfora, F. Di Caprio, and A. Riccio. On the effectiveness of double-double design on crashworthiness of fuselage barrel. *Aerospace Science and Technology*, 140 :108479, Sept. 2023. *Cité page 116*
- [26] D. Gay. *Composite Materials - Design and Applications (4th edition)*. CRC Press. *Cité page 116*
- [27] J. P. Greene. 4 - Physical and Mechanical Properties. In J. P. Greene, editor, *Automotive Plastics and Composites*, Plastics Design Library, pages 39–55. William Andrew Publishing, Jan. 2021. *2 citations pages 108 et 109*
- [28] Y. Guo. Global-local model coupling for composite shell structures in the framework of isogeometric analysis. *Composite Structures*, 176 :617–629, Sept. 2017. *Cité page 110*

- [29] C. Hochard and Y. Thollon. A generalized damage model for woven ply laminates under static and fatigue loading conditions. *International Journal of Fatigue*, 32(1) :158–165, Jan. 2010. *Cité page 67*
- [30] J. Hohe, A. Neubrand, S. Fliegner, C. Beckmann, M. Schober, K.-P. Weiss, and S. Appel. Performance of fiber reinforced materials under cryogenic conditions—A review. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 141 :106226, Feb. 2021. *2 citations pages 117 et 118*
- [31] M. Iadicola and T. Foecke. 2d dic crack tip tracing under mode i loading. *Annual International DIC Society Conference*, 2017. *Cité page 57*
- [32] S. IPF. English : sketch shows the principle of the tailored fiber placement manufacturing process, Aug. 2011. *Cité page 116*
- [33] M. Kara, M. Kırıcı, A. C. Tatar, and A. Avcı. Impact behavior of carbon fiber/epoxy composite tubes reinforced with multi-walled carbon nanotubes at cryogenic environment. *Composites Part B : Engineering*, 145 :145–154, July 2018. *Cité page 119*
- [34] W. P. Leser, J. A. Newman, and W. M. Johnston. Fatigue Crack Closure Analysis Using Digital Image Correlation. Technical Report NF1676L-10554, May 2010. NTRS Author Affiliations : North Carolina State Univ., NASA Langley Research Center, Lockheed Martin Engineering and Sciences Co. NTRS Document ID : 20100021172 NTRS Research Center : Langley Research Center (LaRC). *Cité page 57*
- [35] Y. Li, J. Meng, J. Luo, P. Wang, J. Ma, Z. Zhao, and H. Lei. Cryogenic mechanics and damage behaviors of carbon fiber reinforced polymer composites. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 169 :107484, June 2023. *Cité page 118*
- [36] T. Lisle, C. Bouvet, M. L. Pastor, P. Margueres, and R. Prieto Corral. Damage analysis and fracture toughness evaluation in a thin woven composite laminate under static tension using infrared thermography. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 53 :75–87, Oct. 2013. *Cité page 28*
- [37] Q. Liu, B. Guo, P. Chen, J. Su, A. Arab, G. Ding, G. Yan, H. Jiang, and F. Guo. Investigating ballistic resistance of CFRP/polyurea composite plates subjected to ballistic impact. *Thin-Walled Structures*, 166 :108111, Sept. 2021. *Cité page 108*
- [38] H. W. Lord and P. K. Dutta. On the Design of Polymeric Composite Structures for Cold Regions Applications. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 7(5) :435–458, Sept. 1988. Publisher : SAGE Publications Ltd STM. *Cité page 118*
- [39] B. Mahmoud. *Modélisation d’impacts sur des stratifiés composites unidirectionnels et hybrides*. These de doctorat, Toulouse 3, July 2017. *Cité page 76*
- [40] L. Manseri. *Développement d’une stratégie d’endommagement intra/interlaminaire pour une approche semi-continue : application aux stratifiés unidirectionnels et hybrides*. phd, Université de Toulouse, Université Toulouse III - Paul Sabatier, Dec. 2020. *Cité page 76*
- [41] H. G. Mendonça, L. P. Mikkelsen, B. Zhang, G. Allegri, and S. R. Hallett. Fatigue delaminations in composites for wind turbine blades with artificial wrinkle defects. *International Journal of Fatigue*, 175 :107822, Oct. 2023. *2 citations pages 111 et 112*
- [42] S. Miot. *Rupture de structures composites stratifiées sous chargements statique et de fatigue*. These de doctorat, Aix-Marseille 1, Jan. 2009. *Cité page 67*

- [43] M. Montemurro, G. Bertolino, and T. Roiné. A general multi-scale topology optimisation method for lightweight lattice structures obtained through additive manufacturing technology. *Composite Structures*, 258 :113360, Feb. 2021. *Cité page 114*
- [44] M. Montemurro, G. A. Fiordilino, and E. Carrera. Multi-level optimisation of composite structures through a global-local modelling approach based on high-order theories. *Computers & Structures*, 275 :106932, Jan. 2023. *Cité page 110*
- [45] P. Navarro. *Etude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : application aux pales d'hélicoptère*. phdthesis, Université toulouse 3 Paul Sabatier, Dec. 2010. *2 citations pages 25 et 40*
- [46] P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, and P. Rauch. Experimental and numerical study of oblique impact on woven composite sandwich structure : Influence of the firing axis orientation. *Composite Structures*, 94(6) :1967–1972, May 2012. *Cité page 40*
- [47] P. Navarro, J. Aubry, S. Marguet, J.-F. Ferrero, S. Lemaire, and P. Rauch. Semi-continuous approach for the modeling of thin woven composite panels applied to oblique impacts on helicopter blades. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 43(6) :871–879, June 2012. *Cité page 40*
- [48] P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero, J.-J. Barrau, and S. Lemaire. Modeling of Impacts on Sandwich Structures. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 19(7) :523–529, Oct. 2012. *Cité page 40*
- [49] P. Navarro, F. Pascal, J. Aubry, S. Marguet, J. Ferrero, S. Lemaire, and P. Rauch. Semi-continuous approach for the study of impacts on woven composite laminates : Modeling interlaminar behavior with a specific interface element. *International Journal of Impact Engineering*, 75 :184–193, Jan. 2015. *Cité page 40*
- [50] NIJ. Ballistic Resistance of Personal Body Armor, NIJ Standard-0101.04 | National Institute of Justice. *Cité page 95*
- [51] F. Pascal. *Modélisation d'impacts sur structures sandwichs composites : application aux pales d'hélicoptères*. PhD Thesis, 2016. *2 citations pages 25 et 40*
- [52] F. Pascal, O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, and J.-F. Ferrero. Impact damage prediction in thin woven composite laminates – Part I : Modeling strategy and validation. *Composite Structures*, 190 :32–42, Apr. 2018. *Cité page 40*
- [53] F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, and J.-F. Ferrero. On the modelling of low to medium velocity impact onto woven composite materials with a 2D semi-continuous approach. *Composite Structures*, 134 :302–310, Dec. 2015. *Cité page 40*
- [54] F. Pascal, A. Rogani, B. Mahmoud, P. Navarro, S. Marguet, and J.-F. Ferrero. Impact damage prediction in thin woven composite laminates – Part II : Application to normal and oblique impacts on sandwich structure. *Composite Structures*, 190 :43–51, Apr. 2018. *Cité page 40*
- [55] J.-C. Passieux, P. Navarro, J.-N. Périé, S. Marguet, and J.-F. Ferrero. A Digital Image Correlation Method For Tracking Planar Motions Of Rigid Spheres : Application To Medium Velocity Impacts. *Experimental Mechanics*, 54(8) :1453–1466, Oct. 2014. *Cité page 41*
- [56] J. Pernas-Sánchez, S. M. García-Rodríguez, J. A. Artero-Guerrero, J. López-Puente, and J. Costa. High velocity impact response of carbon/epoxy composite laminates

- at cryogenic temperatures. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 168 :107456, May 2023. *2 citations pages 119 et 120*
- [57] V. Rizov, Y. Shindo, K. Horiguchi, and F. Narita. Mode III Interlaminar Fracture Behavior of Glass Fiber Reinforced Polymer Woven Laminates at 293 to 4 K. *Applied Composite Materials*, 13(5) :287–304, Sept. 2006. *Cité page 118*
- [58] A. Rogani. *Modélisation de la propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites de pales d'hélicoptère*. These de doctorat, Toulouse 3, Dec. 2019. *3 citations pages 64, 69, et 111*
- [59] T. Rouault. *Propagation de coupure en fatigue sur composites tissés – Etude expérimentale et modélisation*. These de doctorat, Toulouse, ISAE, June 2013. *Cité page 65*
- [60] J. B. Schutz. Properties of composite materials for cryogenic applications. *Cryogenics*, 38(1) :3–12, Jan. 1998. *Cité page 118*
- [61] Y. Shindo, A. Inamoto, and F. Narita. Characterization of Mode I fatigue crack growth in GFRP woven laminates at low temperatures. *Acta Materialia*, 53(5) :1389–1396, Mar. 2005. *Cité page 118*
- [62] X. Sourd, R. Zitoune, A. Hejjaji, M. Salem, L. Crouzeix, and D. Lamouche. Multi-scale analysis of the generated damage when machining pockets of 3D woven composite for repair applications using abrasive water jet process : Contamination analysis. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 139 :106118, Dec. 2020. *Cité page 113*
- [63] S. W. Tsai. Double–Double : New Family of Composite Laminates. *AIAA Journal*, 59(11) :4293–4305, 2021. Publisher : American Institute of Aeronautics and Astronautics _eprint : <https://doi.org/10.2514/1.J060659>. *Cité page 116*
- [64] F. R. Tuler and B. M. Butcher. A criterion for the time dependence of dynamic fracture. *International Journal of Fracture Mechanics*, 4(4) :431–437, Dec. 1968. *Cité page 102*
- [65] B. Valès. *Développement d'un essai Arcan dynamique*. These de doctorat, Toulouse 3, Dec. 2017. *Cité page 114*
- [66] J. R. Xiao, B. A. Gama, and J. W. Gillespie. Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading. *Composite Structures*, 78(2) :182–196, Apr. 2007. *2 citations pages 108 et 109*
- [67] H. Zhang, D. Xu, R. Huang, C. Huang, H. Liu, Y. Han, and L. Li. Liquid helium free mechanical property test system with G-M cryocoolers. *Cryogenics*, 85 :58–62, July 2017. *Cité page 119*