



THESE

Présentée en vue d'obtenir le grade de

Docteur de l'Université de Lille

Spécialité : mécanique des solides, des matériaux, des structures et des surfaces

Par

Eloi Facon

Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés au choc améliorées

Soutenue le 12 décembre 2025 devant le jury d'examen :

Président	Daniel Coutellier	Professeur des universités UPHF
Rapporteur	Emmanuelle Vidal-Sallé	Professeure des universités INSA Lyon
Rapporteur	Peng Wang	Professeur des universités ENSISA Mulhouse
Directeur de thèse	François Boussu	Professeur des universités ENSAIT, Université de Lille
Co-directeur de thèse	Eric Deletombe	Directeur de recherche ONERA Lille
Encadrant	François Rault	Maître de conférences ENSAIT, Université de Lille

Thèse préparée à l'ONERA et au laboratoire GEMTEX

Ecole Doctorale ENGSYS de l'Université de Lille

*“Success consists of going from failure to failure
without loss of enthusiasm”.*

Winston Churchill

Remerciements

Après longtemps à l'attendre, il est enfin temps d'écrire ces quelques lignes de remerciements, bien évidemment trop faibles pour décrire ma reconnaissance auprès de toutes les personnes qui ont pu graviter autour de moi pendant ces trois années.

Tout d'abord je tiens à remercier les membres du jury. Les rapporteurs de ma thèse, Emmanuelle Vidal-Sallé et Peng Wang, d'avoir pris le temps de la lire et d'avoir accepté de vous intéresser à mon « drôle » de sujet. Merci également à Daniel Coutellier d'avoir pris part au jury et de l'intérêt que vous avez porté à mon travail.

Mes remerciements vont ensuite, naturellement, à mes encadrants de thèse, François Boussu, Eric Deletombe et François Rault. Merci pour vos enseignements, votre bienveillance et votre soutien lors de tous ces moments de « moins » ou de doutes. Plus personnellement, merci à François Boussu pour vos conseils et aides pendant, en particulier, la phase d'élaboration (et plus généralement pendant le reste des travaux) et pour ces bons moments en conférences. Merci à toi Eric pour m'avoir grandement aidé sur les aspects de simulation numérique des travaux, on parlait de loin et j'ai appris énormément de choses à ton contact. Mention spéciale pour ton efficacité et tes apports pendant la phase de relecture du manuscrit, sans lesquels il n'aurait pas été du tout le même. Merci à François Rault, pour votre aide pendant le filage, vos traits d'humour et pour votre investissement dans ce sujet, pourtant assez éloigné de vos thématiques habituelles.

Je remercie la région Hauts-de-France pour le co-financement des travaux de thèse. Pour les équipements expérimentaux utilisés dans ces travaux et les ressources associées, mes remerciements vont également au gouvernement français (MinArm), à l'Union européenne (FEDER).

Je remercie également le laboratoire GEMTEX et en particulier les techniciens et professeurs qui ont rendu ces travaux possibles. Nicolas, merci pour ton aide et ta bonne humeur en filature et tissage. Merci également aux Frédéric(k) pour leur aide pendant le tissage.

Je remercie aussi l'ONERA et en particulier l'unité CRD pour son accompagnement au quotidien et sa bonne humeur sans laquelle, ces trois années n'auraient pas été les mêmes. Julien, pour ces expéditions dans ton nouveau pays d'accueil, Thomas et Bertrand pour ces discussions, traits d'humour et ces déménagements, Valentin pour ta bonne humeur et gentillesse, Antoine pour ces débriefs sportifs (un jour le LOSC sera champion d'Europe), Matthieu pour ta bonne humeur, ces fous rires et toute l'aide que tu as pu me donner pendant les essais et Jérémy pour (entre autres) ce grand moment de solidarité face à Big J. Je n'oublie pas mes anciens collègues thésards et stagiaires (Pierre, Arnaud et Anne-Charlotte pour votre participation à ces recherches) et je reprends ces sages mots, merci à Quentin et Mathieu pour « juste » une petite bière.

Je voudrais adresser mes sincères remerciements aux copains d'avant cette aventure qui ont été et sont toujours une source intarissable de bonne humeur. Merci à mes fous de l'ENSAIT et l'Embuskad. Merci à l'équipe d'Ambleteuse (et d'ailleurs !) pour toutes ces vacances qui ont été de vraies bouffées d'oxygène.

Naturellement, je remercie mes parents pour leur soutien pendant ces trois ans. Maman, en particulier, pour ton efficacité et résilience à la relecture des différentes versions du manuscrit.

Enfin, mes derniers mots vont à toi, Flavie, merci du fond du cœur pour tout ton soutien pendant ces trois ans, pour ces discussions dans l'escalier et de m'avoir toujours encouragé à aller au fond des choses et même, parfois, à y aller tout court.

Table des matières

Introduction	11
---------------------------	-----------

Chapitre 1 : Bibliographie.....	17
--	-----------

1.1 Généralités sur l'absorption d'énergie lors d'un impact	18
1.2 Utilisation de matériaux sandwichs dans l'aéronautique et leur performance à l'impact	21
1.3 Utilisation d'âmes architecturées pour l'absorption d'énergie, cas particulier des structures auxétiques.....	24
1.4 Comportement mécanique des matériaux composites.....	34
1.5 Modélisation numérique des composites dans le cadre de calcul de structure.....	44
1.6 Conclusion.....	49

Chapitre 2 : Elaboration d'un renfort fibreux à géométrie hexagonale-rentrante dans l'épaisseur pour matériaux composites thermoplastiques..	51
---	-----------

2.1 Evaluation des solutions textiles auxétiques existantes.....	52
2.1.A Solutions textiles 2D.....	52
2.1.B Solutions textiles 3D.....	53
2.2 Approche multi-échelle pour la conception d'un composite à comportement auxétique	55
2.3 Elaboration à l'échelle du fil de la structure composite textile	57
2.3.A Choix de la nature de la matrice thermoplastique utilisée	57
2.3.B Intégration de la matrice au composite par assemblage de fils.....	60
2.4 Elaboration à l'échelle du tissu de la structure composite textile hexagonale rentrante dans l'épaisseur.....	64
2.4.A Création de l'armure textile permettant la formation de la géométrie hexagonale rentrante 3D	64
2.4.b Tissage du renfort en accord avec les dimensions du moule.....	66
2.5 Elaboration d'un protocole de consolidation à l'échelle du renfort composite 3D de la structure composite textile.....	73
2.6 Evaluation de la qualité de fabrication du renfort fibreux tissé 3D mis en forme et du composite thermoformé.....	76
2.6.A Considérations géométriques.....	76
2.6.B Considérations relatives au processus de thermocompression et du passage au composite.....	78
2.6.C Estimation locale du taux de porosité	79
2.7 Conclusion.....	82

Chapitre 3 : Etude expérimentale de la réponse mécanique d'une structure rentrante 3D composite pour une sollicitation de traction..... 85

3.1 Protocole expérimental mis en œuvre pour étudier la réponse mécanique de l'échantillon composite architecturé.....	86
3.1.A Spécificités de l'éprouvette étudiée et difficultés associées	86
3.1.B Proposition de protocole de mesure.....	87
3.2 Mise en place du protocole d'étude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 5 mm/min jusqu'à rupture	97
3.2.A Déroulement de l'essai de traction à 5 mm/min	97
3.2.B Etude du comportement hors-plan de la structure pour une sollicitation de traction dans le plan à 5 mm/min.....	99
3.2.C Cas particulier de l'évaluation du rapport des déformations hors-plan	102
3.3 Etude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 100 mm/min à rupture	105
3.3.A Déroulement de l'essai de traction à 100 mm/min	105
3.3.B Etude du comportement hors-plan de la structure pour une sollicitation de traction dans le plan à 100 mm/min.....	106
3.3.C Phénoménologie de la rupture du composite	109
3.4 Homogénéisation des propriétés matérielles et effets d'échelle (cellule unitaire vs 2x2, vs 4x4)	113
3.5 Conclusion.....	115

Chapitre 4 : Modélisation numérique 117

4.1 Développement du modèle	118
4.1.A Modèle isotrope linéaire	118
4.1.B Modèle orthotrope linéaire avec zones différenciées.....	123
4.2 La simulation numérique comme aide à la compréhension et validation du modèle à travers une calibration par rapport à l'essai mécanique	127
4.2.A Modèle orthotrope linéaire avec zones différenciées sur solveur explicite	127
4.2.B Calibration du modèle selon les données expérimentales dans le plan XY.....	129
4.2.C Etude du comportement hors-plan numérique pour une sollicitation de traction	134
4.2.D Confrontation du comportement hors-plan expérimental et numérique	138
4.3 Etude à but prospectif sur la base du modèle calibré	140
4.3.A Modèle orthotrope non-linéaire avec zones différenciées	140
4.3.B Evaluation des modules équivalents pour le modèle calibré	141
4.3.C Capacité de la structure à absorber de l'énergie	142
4.3.D Comportement de la cellule centrale	145

4.3.E Application de paramètres matériaux caractérisés expérimentalement	146
4.3.F Etude de la sensibilité à la vitesse de la loi matériau sur la réponse de la structure.....	147
4.4 Conclusion.....	149
Conclusions et perspectives	151
Conclusions	151
Perspectives	152
Annexe 3.1 : Dessin technique des plaquettes de mors usinées	155
Annexe 3.2 : Rapports des déformations des cellules 23/32/33 pour un essai à 5 mm/min.....	156
Annexe 3.3 : Comportement hors-plan des cellules 23/32/33 pour l'essai à 100 mm/min	157
Annexe 3.4 : Détermination de l'embuvage des fils de chaîne sur échantillon sec.....	158
Annexe 4.1 : Démarche de vérification du modèle Optistruct avec un modèle Abaqus	159
Annexe 4.2 : courbes de comportement des cellules centrales pour la simulation en traction.....	161
Annexe 4.3 : Courbes contrainte-déformation de la simulation 5x5 pour extraire les modules équivalents.....	164
Liste des Tableaux	166
Liste des figures	167
Bibliographie.....	173
Valorisation des travaux.....	179

Introduction

Le dimensionnement des aéronefs est un sujet aussi vaste que complexe. Pour limiter les risques de défaillances et d'accidents, les structures aéronautiques sont soumises à des règles de certification. Ces dernières couvrent de nombreux domaines allant du comportement en vol des appareils aux matériaux utilisés pour les construire. L'European Union Aviation Safety Agency (EASA) est l'organisme de certification européen qui assure la rédaction de guides et de protocoles pour la validation de la conception des aéronefs. Dans le cadre de ces travaux, nous nous intéressons aux avions commerciaux à turbine (dont la masse au décollage est supérieure à 5700 kg), considérés comme « de grande taille » par l'EASA. Deux guides de certification font référence : le CS-25 [1] et l'AMC (Acceptable Means of Compliance) correspondant [2].

L'approche par recensement et l'évaluation des menaces et des dommages, basée sur les retours d'expériences à partir de l'exploitation des événements historiques (impacts d'outils, collision sur piste, impacts d'oiseaux, de débris de pneumatique, crash, ...) est nécessaire pour fixer les exigences qu'imposera la certification.

Le dimensionnement des pièces mécaniques prévoit quatre catégories de sollicitations : les cas de charges usuels, limites, ultimes et accidentels [1] [2] [3]. Les cas de charges usuels représentent les sollicitations au sol et dans les airs subies par l'avion dans des circonstances d'utilisations normales et sans incident, alors que les charges dites « limites » définissent les charges supérieures pouvant être attendues en service (turbulences ou manœuvres). Les matériaux doivent, sous ces charges, rester dans leur domaine de comportement élastique; ceci en tenant compte de divers abattements liés au vieillissement de l'appareil et à sa fatigue mécanique. Les cas extrêmes définissent les charges maximales potentiellement attendues au cours de la vie de l'appareil, qui peuvent entraîner des déformations permanentes, sans toutefois conduire à une rupture et à une ruine catastrophique de l'appareil (il doit être en mesure de rentrer au port). Généralement le niveau de ces charges théoriques n'est pas connu, aussi il est demandé, par défaut, de prendre un coefficient de sécurité de 1,5 par rapport aux charges limites pour le dimensionnement des appareils. Les cas ultimes relèvent de l'accident et consistent en des cas de charges statiques devant être supportés sans rupture pendant 3 secondes. La dernière catégorie est dédiée aux charges accidentelles, c'est dans ces cas que se trouvent les sollicitations d'impacts (oiseaux, débris de pneumatique, etc.) et de crash. L'impact est défini comme un événement local et rapide (quelques millisecondes) comme la collision entre un aéronef et un projectile extérieur. Dans les situations accidentelles, l'utilisation de coefficients de sécurité n'est plus envisageable [1], ni la prise en compte d'abattement liés au vieillissement ou à la fatigue mécanique de l'appareil. Chaque situation fait l'objet d'une règle de certification spécifique.

Les guides de l'EASA peuvent fournir des valeurs chiffrées standardisées, caractérisant les impacts extérieurs. Par exemple, pour les collisions aviaires, le guide CS-25 [1] précise dans son point 25.631 que : *« L'avion doit être conçu de manière à pouvoir continuer à voler et à atterrir en toute sécurité après un impact avec un oiseau de 4 livres, lorsque la vitesse de l'avion (par rapport à l'oiseau le long de la trajectoire de vol de l'avion) est égale à la vitesse de croisière [(VC soit entre 810 et 920 km/h)] au niveau de la mer ou à 0-85 VC à 2438 m (8000 ft), la valeur la plus critique étant retenue. La conformité ne peut être démontrée par analyse que si elle est basée sur des essais effectués sur des structures suffisamment représentatives de conception similaire ».*

Dans l'AMC correspondante, il est exigé de réaliser des essais de démonstration, sans qu'une norme ou un essai standardisé ne soit spécifié pour ce faire.

Ainsi, lors de leur exploitation, les aéronefs commerciaux sont exposés à des risques d'impact. Ils peuvent être de différentes natures, et concerner l'entièreté de l'appareil (voilure, bords d'attaque,

fuselage, carter et entrée d'air, radôme, pare-brise ...). Les questions d'ingestion d'objets dans les moteurs ne sont pas envisagées dans le cadre de cette thèse. Ainsi, les différents cas d'impacts sont les suivants :

- Débris sur le tarmac et éclatement de pneumatique

Un cas marquant d'accident suite à la présence d'un débris sur le tarmac est celui du Concorde F-BTSC le 25 juillet 2000. Le rapport d'accident [4] fait état de l'éclatement de l'un des pneus de l'appareil après avoir roulé sur une pièce métallique. De cet éclatement résulte la projection d'un fragment de pneu de 100 x 33 cm de 4,5 kg sur l'intrados de la voilure de l'appareil (figure 0.1a), voilure qui constitue également le réservoir de celui-ci. Au moment de la collision, le fragment de pneu avait, selon les calculs, une vitesse de 140 m/s. Cet impact a entraîné un mouvement de convection du carburant dans le réservoir situé au-dessus de la zone d'impact, entraînant la rupture de ce dernier et un départ de feu qui a conduit au crash de l'appareil.

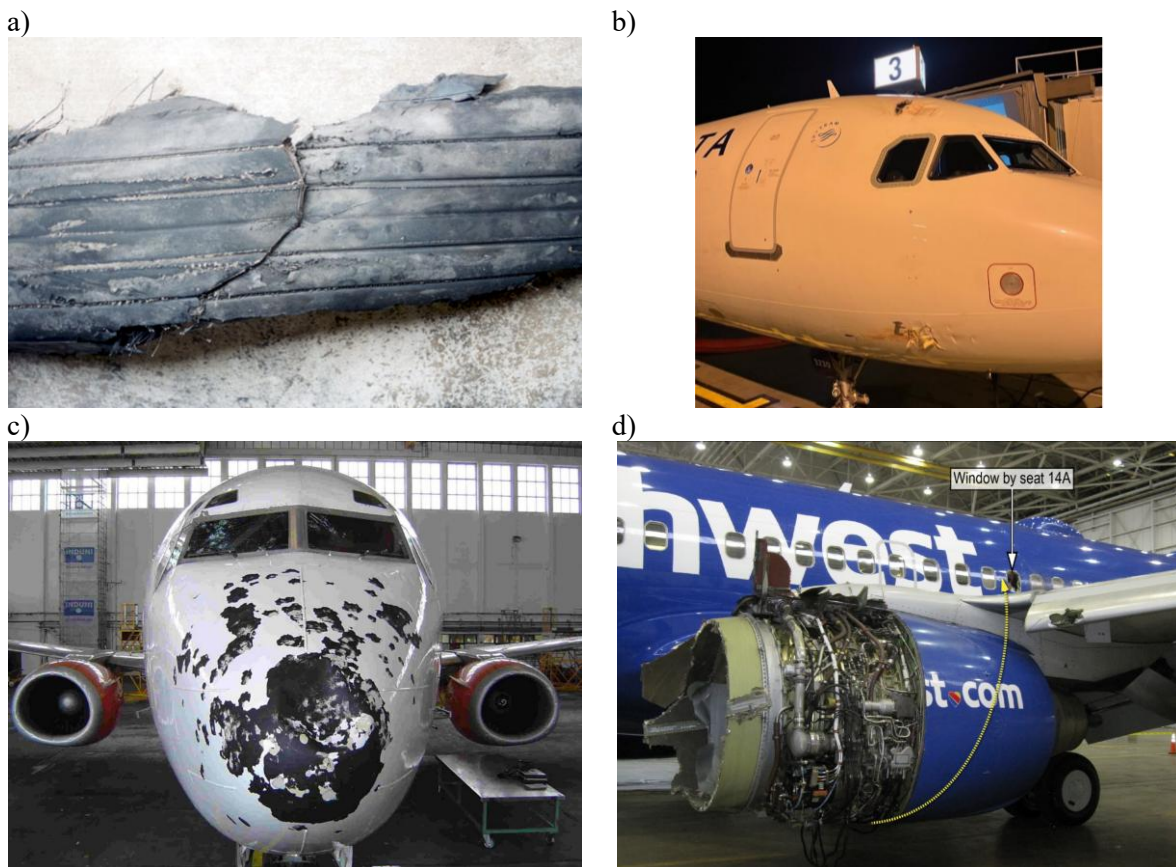


Figure 0.1 : Photos d'impacts aéronautiques, fragment de pneu ayant impacté l'intrados du Concorde F-BTSC (a), deux impacts d'oiseaux sur le côté gauche de l'avion (b), photo de l'avion après le passage dans une cellule orageuse avec grêle (c) et photo de l'avion après rupture et éjection d'une aube moteur (d) [4] [5] [6] [7].

- Collision aviaire

Un cas récent de collision aviaire ayant entraîné une perforation du fuselage est celui du Delta Air Lines Airbus A320 N330NW le 19 novembre 2022 [5]. Le rapport d'enquête NTSB indique que l'avion a heurté plusieurs oiseaux de grande taille (2,5 à 4 kg selon l'espèce d'oie considérée) en descente (~ 150 m/s), provoquant trois perforations majeures du fuselage (figure 0.1b). L'impact a entraîné une dépressurisation brutale de la cabine, avec ouverture de la porte cockpit, bruit aérodynamique intense et des dégâts internes aux longerons et cadres du fuselage.

- Grêlons

Un cas d'impact de grêle sur fuselage est celui de l'accident du Boeing 737-33V EasyJet HB-III le 15 août 2003 [6]. Le rapport d'enquête suisse relate que l'avion a traversé une cellule orageuse avec grêle à sa vitesse maximale en service (~ 170 m/s), endommageant de nombreuses zones du fuselage et de la structure primaire. L'impact des grêlons (certains estimés à plus de 50 mm de diamètre) a provoqué des dommages majeurs comme des bords d'attaque des ailes et des empennages cabossés, les nacelles des réacteurs endommagées, les volets et becs de bord d'attaque détériorés, le pare-brise fortement fissuré, le radôme détruit, le revêtement du fuselage au niveau du cockpit fortement bosselé ainsi que l'antenne et les phares arrachés (figure 0.1c).

- Projection de pales du moteur

Un cas de rupture et de projection de pale moteur, suivie d'un impact fuselage, est celui du Boeing 737-7H4 Southwest Airlines N772SW le 17 avril 2018 [7]. Le rapport d'enquête NTSB relate qu'une aube s'est rompue en vol. Le carter de rétention a été en mesure de l'arrêter mais il y a eu des dégâts sur l'entrée d'air moteur et le carénage. Des morceaux du capot moteur et de l'entrée d'air ont été projetés contre le fuselage et l'empennage horizontal gauche. Un fragment majeur de carénage a perforé la paroi extérieure du fuselage (figure 0.1d), entraînant une dépressurisation explosive.

A partir de ces informations, extraites de rapports d'accidents, il est parfois possible de déterminer les caractéristiques de l'impacteur, incluant son énergie cinétique, pour décrire la menace (tableau 0.1).

Tableau 0.1: Caractéristiques des impacteurs.

Cas d'accident et caractéristiques de l'impacteur	Masse (kg)	Taille	Vitesse (m/s)	Energie cinétique (kJ)
Concorde F-BTSC (débris sur le tarmac)	4,5	100 x 33 cm	140	44,1
Delta Air Lines Airbus A320 N330NW (collision aviaire)	2,5 à 4	Non définie	150	28 à 45
Boeing 737-33V EasyJet HB-III (impact grêlons)	0,065	Sphère 50 mm de diamètre	170	7

Afin d'assurer la sécurité des passagers dans les aéronefs, différentes stratégies sont mises en place pour stopper les impacteurs avant qu'ils ne conduisent à une ruine structurale catastrophique de l'appareil. L'une d'entre elles repose sur le développement de matériaux protecteurs et autres absorbeurs d'énergie. L'une des difficultés dans ces cas de figure est de trouver le juste milieu entre les capacités de résistance et d'absorption d'énergie et la masse ajoutée qui pénalisera les performances de l'appareil.

Parmi les solutions en cours d'étude dans la littérature, (le but étant d'améliorer l'existant), les matériaux auxétiques pourraient présenter des propriétés prometteuses pour l'absorption d'énergie en cas d'impact. Ces derniers possèdent en effet la propriété d'avoir un coefficient de Poisson négatif, ce qui leur permet de s'élargir ou de se contracter latéralement sous une contrainte de traction ou de compression longitudinale respectivement. En compression, cela entraîne une densification du matériau, améliorant ainsi certaines propriétés mécaniques telles que la résistance à la perforation et, pour certains, la capacité d'absorption d'énergie. Les matériaux auxétiques architecturés connaissent aujourd'hui un développement rapide, grâce aux nouvelles capacités d'élaboration apportées par la fabrication additive (impression 3D), en particulier les techniques basées sur l'usage de poudres métalliques.

Pour limiter l'ajout de masse pour la protection, des efforts d'allègement peuvent être réalisés en s'appuyant sur d'autres améliorations matérielles aujourd'hui plébiscitées par les constructeurs : le recours aux matériaux composites, aux propriétés mécaniques très intéressantes. Ces dernières sont obtenues grâce au renfort fibreux qui les compose. Ainsi, en termes de protection à l'impact, dans

d'autres secteurs que l'aéronautique (e.g. la protection balistique), les renforts tissés à base de para-aramide sont reconnus pour leur capacité à absorber l'énergie lors d'impacts, grâce à leur grande ténacité et leur déformabilité.

L'hypothèse de départ ayant motivé ces travaux de thèse repose sur l'éventuel effet cumulatif des propriétés à l'impact des structures auxétiques et des composites à renfort fibreux à base de para-aramide. Son objectif est de mener des recherches matérielles, expérimentales et numériques sur une structure auxétique réalisée en composite à renfort de fibres de para-aramide, afin d'étudier la faisabilité de réalisation, d'améliorer la compréhension des phénomènes mis en jeu sous sollicitation de compression, et de statuer sur l'éventuel intérêt de l'utilisation des composites auxétiques dans les situations de protection à l'impact. Cet objectif général nécessite la levée de certains verrous scientifiques et technologiques comme :

- le développement d'un renfort fibreux permettant l'obtention de la géométrie auxétique à travers l'entrecroisement des fils et la consolidation en composite,
- l'étude du composite obtenu grâce à une méthode de caractérisation mécanique adaptée à ce matériau particulier,
- l'établissement d'un modèle numérique sur la base d'une simulation par éléments finis pour décrire au mieux le comportement du matériau selon les observations expérimentales,
- l'exploitation de ce modèle afin de comprendre l'effet de l'utilisation de matériaux composites sur le comportement de la structure auxétique, et extrapoler les propriétés potentielles de telles solutions grâce à l'étude d'une variété de matériaux numériques

Le manuscrit s'articule autour de quatre chapitres :

Le premier consiste en un état de l'art sur les différents aspects des travaux proposés. La première section développe le concept d'absorption d'énergie et les stratégies à mettre en œuvre au niveau matériau et structure pour la maximiser. La seconde partie s'intéresse aux spécificités du comportement mécanique en statique et en dynamique des matériaux composites (à travers les différentes échelles des constituants). Une section est consacrée à la modélisation numérique des matériaux composites. Un bilan est ensuite réalisé sur l'utilisation de matériaux architecturés dans le secteur aéronautique afin de justifier l'utilisation de nouvelles structures absorbantes d'énergie. Finalement, une mise en lumière des structures auxétiques, en particulier de l'hexagonale rentrante est proposée.

Le second chapitre s'intéresse à la transposition de la structure hexagonale rentrante de la littérature à une version réalisable textilement, en prenant en compte les contraintes de production de l'échantillon. Cette élaboration est multi-échelle et requiert un travail réalisé au niveau du fil, du tissu et du thermoformage du composite. La géométrie obtenue est hexagonale rentrante 3D avec une disposition juxtaposée des cellules. Finalement, La géométrie et l'imprégnation du composite sont évaluées afin d'initier une première analyse matérielle en vue de l'alimentation de futures modélisations numériques.

Le troisième chapitre porte sur la caractérisation expérimentale en traction du composite thermoformé. En l'absence de normes pour qualifier les propriétés auxétiques d'un matériau architecturé et au regard de l'éprouvette, une méthode de mesure complète est développée. Cette méthode repose sur la mesure des champs de déplacement en trois dimensions de l'éprouvette grâce à la technique de stéréocorrélation d'images numériques. L'éprouvette étant constituée d'une architecture textile et de cellules élémentaires dupliquées, la question du choix d'un volume élémentaire représentatif est également discutée, en amont de la modélisation numérique.

Finalement, le quatrième chapitre est dédié au développement d'une modélisation par éléments finis de la structure hexagonale rentrante composite 3D. Ce modèle est recalé sur les données expérimentales obtenues lors des observations et mesures réalisées par stéréocorrélation d'images, afin de pouvoir à

terme se servir du modèle numérique pour pallier certaines limites expérimentales. Une étude prospective conclut ce chapitre : elle vise à déterminer les propriétés homogénéisées de la structure modélisée ainsi que ses rapports des déformations hors-plan, en compression, ainsi que sa capacité à dissiper de l'énergie sous chargement dynamique.

Chapitre 1

Bibliographie

Après avoir évoqué quelques généralités accidentologiques dans le domaine aéronautique, et afin de poser les bases de réflexion de ce sujet exploratoire, il est essentiel de revenir sur les travaux antérieurs et de mener une étude bibliographique sur le sujet.

Dans un premier temps seront abordées la notion d'énergie absorbée lors d'un impact, ainsi que la définition de l'énergie absorbée spécifique, grandeur importante pour les concepteurs de véhicules de transport. Certains leviers généraux d'amélioration de cette énergie absorbée spécifique seront proposés afin de guider le reste de la recherche, notamment concernant le recours aux matériaux cellulaires.

Un bilan sur l'utilisation de matériaux architecturés dans le domaine aéronautique sera également proposé, qui conclura sur l'intérêt d'élaborer des matériaux d'âme de structures sandwich dédiés à l'absorption d'énergie.

Parmi les solutions matérielles en cours de développement, une section sera réservée aux matériaux auxétiques. Ceux-ci permettent en effet une densification sous compression de la matière lors d'une sollicitation d'impact, et donc a priori une meilleure résistance à l'impact et à la perforation. Ils semblent de ce fait être de bons candidats pour l'élaboration d'âmes sandwich dédiées à la protection à l'impact.

Les matériaux composites possèdent des propriétés mécaniques spécifiques remarquables et sont de plus en plus utilisés dans le secteur aéronautique. Ces derniers feront l'objet d'une section dédiée afin de s'interroger plus en détail sur la conception de solutions composites dans une optique d'absorption d'énergie. Cette section sera articulée de façon à balayer les aspects multi-échelles relatifs à la constitution des composites.

Finalement, afin de mieux appréhender et comprendre le comportement mécanique d'une solution composite basée sur une architecture à géométrie auxétique, une stratégie de modélisation devra être mise en œuvre. La solution développée dans cette recherche étant originale, tant par sa structure interne que par le matériau la constituant, une réflexion sera menée sur le sujet très varié de la modélisation numérique du comportement statique et dynamique des matériaux composites.

Organisation du chapitre :

1.1 Généralités sur l'absorption d'énergie lors d'un impact	18
1.2 Utilisation de matériaux sandwichs dans l'aéronautique et leur performance à l'impact	21
1.3 Utilisation d'âmes architecturées pour l'absorption d'énergie, cas particulier des structures auxétiques.....	24
1.4 Comportement mécanique des matériaux composites.....	34
1.5 Modélisation numérique des composites dans le cadre de calcul de structure.....	44
1.6 Conclusion.....	49

1.1 Généralités sur l'absorption d'énergie lors d'un impact

Dans le cadre de la protection à l'impact, les deux points de vigilance majeurs à prendre en compte sont l'absorption d'énergie de l'impacteur par le matériau et sa résistance à la perforation. Pour cette étude, l'accent est mis sur l'absorption d'énergie plutôt que sur la résistance à la perforation. Si l'énergie cinétique du projectile est absorbée et que le matériau n'est pas complètement perforé alors il est possible de dire qu'il a été correctement dimensionné.

L'absorption d'énergie est définie comme l'équation (1.1) ou (1.2) selon la courbe choisie (de la contrainte en fonction de la déformation ou de la force en fonction du déplacement) [8] [9] :

$$EA_{vol} = \int_0^{\varepsilon_{final}} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon \quad (1.1)$$

$$EA = \int_0^{\delta_{final}} F(l) dl \quad (1.2)$$

Avec EA_{vol} l'énergie absorbée volumique en Joules/m³, ε la déformation, σ la contrainte en Pascal, EA l'énergie absorbée en Joules, δ_{final} le déplacement final en mètres (ou enfoncement dans le cas d'un impact), F la force en Newton et l le déplacement en mètres.

Pour pouvoir comparer les différentes solutions entre elles, l'énergie absorbée est communément normalisée par rapport à la masse de la structure ou de l'échantillon testé (m), comme décrit dans l'équation (1.3). On parle ainsi d'énergie absorbée spécifique (EAS) en J/kg, le gain en masse étant en général une grandeur importante pour les avionneurs [8] [9]. Ainsi, une EAS élevée permet de dissiper une grande quantité d'énergie cinétique tout en minimisant la masse du matériau de protection et par conséquent de la structure.

$$EAS = \frac{EA}{m} \quad (1.3)$$

L'énergie absorbée spécifique dépend ainsi des paramètres matériaux choisis pour former la structure ou l'éprouvette mais aussi de la géométrie testée. Un levier pour augmenter cette grandeur est d'utiliser des matériaux cellulaires (comme des structures en nid d'abeille ou des mousses) au lieu de matériaux pleins. Cela permet « d'optimiser » le placement de la matière pour gagner de la masse [10]. La figure 1.1 représente deux courbes contraintes-déformations idéalisées de matériaux-structuraux absorbants d'énergie, ici des mousses, en sollicitation de compression. Elles se décomposent en trois phases : une première phase de montée en charge élastique, puis une seconde phase de plateau et enfin une troisième phase de densification du matériau. L'objectif de ces matériaux est d'obtenir la phase de plateau la plus haute et longue possible pour accroître l'énergie absorbée en évitant la perforation par densification du matériau sous chargement [11].

Les mécanismes d'absorption d'énergie de ces matériaux cellulaires sont de deux types, en fonction du comportement de leur matériau constitutif, ductile ou fragile.

Pour les matériaux élasto-plastiques avec un comportement ductile, la zone de plateau de la courbe est expliquée par le fait que la structure peut subir des déformations plastiques (figure 1.1a). Pour les structures alvéolaires, les cellules se déforment en s'articulant localement autour des zones de plasticité et s'effondrent progressivement sur la strate inférieure [10].

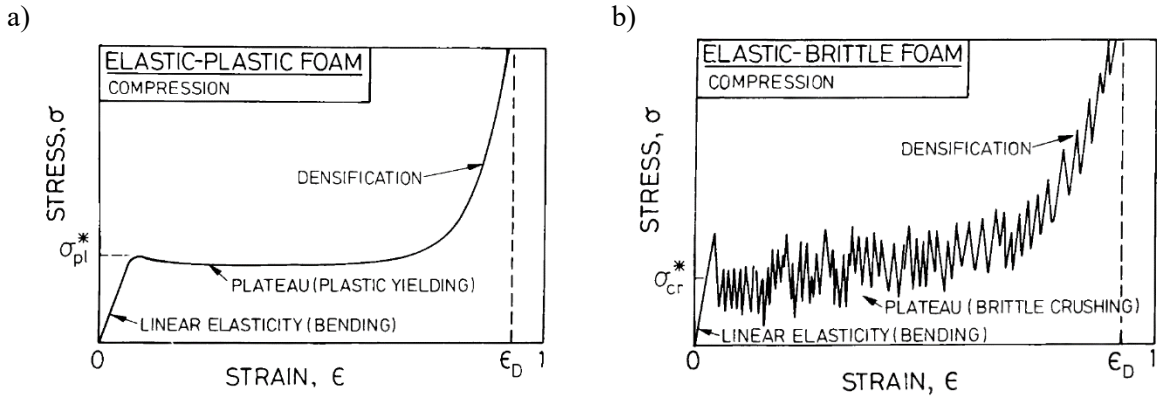


Figure 1.1 : Courbes idéalisées contraintes-déformations pour deux types de structures alvéolaires, comportement élasto-plastique (a) et élastique-fragile (b). [10]

Dans le cadre d'un matériau cellulaire (dont le matériau constitutif des parois est élasto-plastique ou élastique fragile), cette contrainte peut être calculée en utilisant la relation proposée par Gibson et al. [10] dans l'équation (1.4) pour une sollicitation de compression uniaxiale. Dans cette équation (1.4), $\sigma_{y/f}$ est le seuil de plasticité pour un matériau élasto-plastique (MPa) ou la contrainte à rupture pour un matériau élastique-fragile (MPa). $C_{y/f}$ est une constante de proportionnalité valant soit 0,3 pour les matériaux élasto-plastiques ou 0,2 pour les matériaux élastique-fragiles. ρ représente la densité du matériau cellulaire d'étude et ρ_s est la densité du matériau des parois.

$$\sigma_{plateau} \approx C_{y/f} \left(\frac{\rho}{\rho_s}\right)^{3/2} \sigma_{y/f} \quad (1.4)$$

La différence entre le coefficient $C_{y/f}$ dans un cas élasto-plastique ou élastique fragile est due au mode de ruine des cellules. Pour un matériau constituant ductile, les cellules vont se déformer en zones d'articulation plastique (rotules). Pour les matériaux fragiles, le principe est différent. La zone de plateau est formée par la rupture successive des liens inter et intra-alvéoles. C'est ce phénomène qui donne le côté « bruité » de la courbe contrainte-déformation de la figure 1.1b.

Par conséquent, il semble que d'après ces études, privilégier des matériaux constitutifs élasto-plastique permette d'atteindre une contrainte de plateau plus importante et ainsi maximiser l'énergie absorbée. Cette information est à garder en mémoire pour la définition de structures dédiées à l'absorption d'énergie.

Pour les véhicules de transport, aéronautique inclus, il existe des absorbeurs d'énergie directement ajoutés au sein de la structure ; leur introduction étant destinée à l'amélioration de la survivabilité en cas de crash. Ces systèmes d'absorption d'énergie diffèrent en fonction de la taille et de la nature de l'aéronef. Pour les avions commerciaux au sens du guide de spécification CS-25 de l'EASA [1], ce sont les cadres du fuselage et le plancher de la soute à bagages qui ont pour fonction de garantir la sécurité grâce à leur résistance et à leur ductilité, en absorbant la composante verticale de l'énergie cinétique liée à la vitesse de l'appareil [12], [13]. Par exemple, Hwang et al. [8] ont étudié l'influence de la géométrie de différents absorbeurs d'énergie (en forme de cylindre et demi-cônes assemblés de manière concave ou convexe) et de la nature du matériau constitutif sur les capacités d'absorption d'énergie. Ces derniers sont en acier électro-galvanisé ou en composite à base de fibres de carbone tressées en 3D (impliquant des fils à $\pm 45^\circ$ et 0°). L'objectif de cette étude est d'étudier la possibilité d'alléger les structures aéronautiques en remplaçant l'acier, de masse volumique importante, par un composite plus léger. Cette étude met en concurrence les deux types d'absorbeur d'énergie, pour une sollicitation de compression dynamique (type puit de chute). Pour des structures métalliques, l'absorption d'énergie se produit par plastification et flambement de la structure. Pour le composite, le mode de dissipation d'énergie résulte de l'endommagement progressif de la résine puis des fibres, et de la ruine « étagée » du cylindre.

Mécaniquement parlant, le niveau du plateau obtenu avec la structure métallique semble être plus important que celui du composite et, par conséquent, son énergie absorbée l'est également. Cependant, une fois ramenée à la masse de la structure, ce sont bien les tubes composites qui permettent la plus grande absorption d'énergie spécifique, et ce pour des impacts à 0° et à 30°. Les solutions composites permettent ainsi d'atteindre des EAS jusqu'à 30 J/g contre en moyenne 12 J/g pour l'acier [8]. Ces solutions sont adaptées pour des situations de crash ou d'atterrissage d'urgence trains rentrés où l'intégrité structurale de l'appareil est en jeu.

Les solutions de protection contre les impacts localisés (impacts d'oiseaux, de débris de pneumatiques, de grêle ...) sont quant à elles associées aux matériaux utilisés pour la conception des surfaces externes de l'appareil (fuselage, voilure, empennage ...). La « peau » de ces aérostructures est de plus en plus souvent faite de matériaux composites stratifiés, ou de panneaux sandwichs. Ces dernières structures font l'objet de la section suivante.

Les matériaux composites communément utilisés dans le secteur aéronautique sont des stratifiés de fibres de carbone à matrice thermodurcissable [13], dont les EAS ne sont pas accessibles dans la littérature (données sensibles pour les industriels). Néanmoins, plusieurs travaux de recherche académique ont été consacrés à l'étude de la tenue à l'impact de ces matériaux composites, dans lesquels la performance en termes d'EAS n'est pas nécessairement quantifiée. Ce sont davantage des indicateurs de résistance à la perforation qui sont évoqués [14].

Dans le cadre des travaux de la présente recherche, nous nous intéresserons donc au comportement non-linéaire en compression de matériaux architecturés pour des chargements dynamiques monotones et à leur capacité de dissipation. Pour les avionneurs, la masse étant une grandeur d'intérêt toute particulière, on s'intéressera plus particulièrement à des solutions composites à matrice organique, et c'est l'énergie absorbée spécifique qui sera déterminante, et qui servira donc d'indicateur de performance pour les solutions envisagées. De plus, d'après la littérature, les matériaux ayant un comportement plutôt ductile que fragile semblent permettre d'absorber davantage d'énergie : on s'intéressera donc plutôt à des matériaux constitutifs ayant ce type de propriétés pour développer la solution textile (renfort fibreux) puis composite (résine). Enfin, une solution permettant éventuellement d'augmenter cette EAS consisterait à développer une solution de type alvéolaire, présentant une structure interne de type auxétique.

1.2 Utilisation de matériaux sandwichs dans l'aéronautique et leur performance à l'impact

Dans le secteur aéronautique l'utilisation de matériaux architecturés est finalement assez répandue. Les matériaux composites sont déjà des matériaux architecturés par eux-mêmes, avec le motif des fibres et l'association aux matrices. Par ailleurs, certains matériaux métalliques utilisés dans les moteurs ou dans les structures sont également architecturés, avec une microstructure travaillée leur permettant de mieux remplir le cahier des charges qu'on désire appliquer.

Il est également possible de changer d'échelle pour travailler au niveau millimétrique ou centimétrique sur des « macro-structures » architecturées. L'exemple le plus fréquent de ce type de structure dans le domaine aéronautique est la structure dite « sandwich » [15]. Cette structure est constituée d'un matériau d'âme dont les propriétés peuvent être multiples d'un point de vue fonctionnel (mécanique, acoustiques, ...) et de deux semelles en face supérieure et inférieure comme présentées figure 1.2.

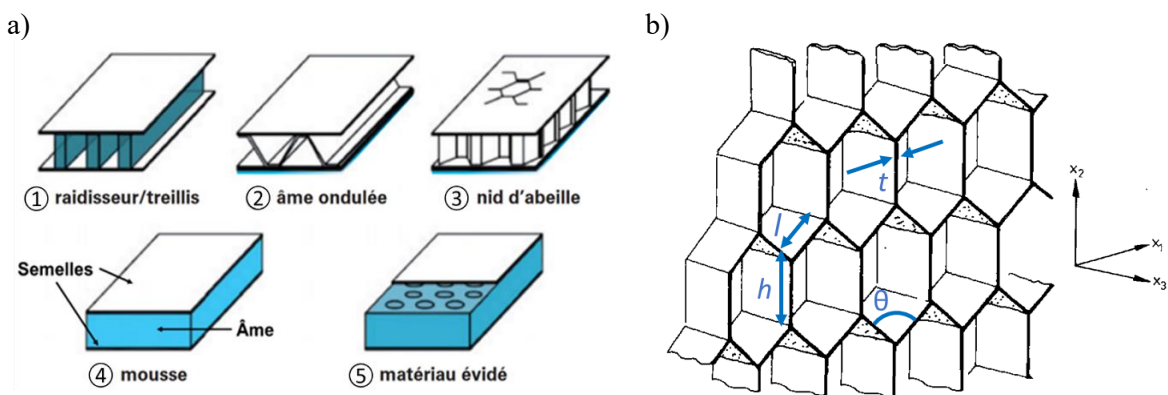


Figure 1.2: Représentation de structures sandwichs avec différents types d'âmes (a) et d'une structure en nid d'abeille (b). [16] [10]

Les semelles de ces matériaux sont de plus en plus souvent des composites stratifiés (pour leur rigidité et légèreté) à matrice thermodurcissable ou thermoplastique. Le matériau d'âme en revanche peut être constitué d'un grand nombre de matériaux différents, architecturés ou non, le plus souvent ce sont des nids d'abeilles (NIDA, figure 1.2a). L'intérêt premier de ces matériaux est d'augmenter la rigidité en flexion du panneau sans ajouter une masse conséquente. Cela est obtenu en augmentant le moment quadratique du matériau grâce à une augmentation de l'épaisseur.

Le comportement en compression du NIDA a été étudié par Gibson et al. [10]. Dans un cas de compression dans le plan (axes 1 et 2 de la figure 1.2b), la raideur est fonction de l'épaisseur des parois, de l'angle des cellules et du module du matériau. Le coefficient de Poisson dépend essentiellement de la géométrie de la cellule (équation(1.5)). Une étude en compression suivant l'axe 3 est proposée par Wierzbicki [17] : la raideur en compression dépend essentiellement du rapport t/l et de la raideur du matériau constitutif, le coefficient de Poisson est de l'ordre de celui du matériau constitutif. Pour ce qui est de l'absorption d'énergie, la contrainte de plateau est plus importante dans la direction 3

$\left((\sigma_{pl}^*)_3 \propto \left(\frac{t}{l} \right)^{5/3} \right)$ que dans le plan $\left((\sigma_{pl}^*)_2 \propto \left(\frac{t}{l} \right)^2 \right)$.

$$v_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \frac{\cos^2 \theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin \theta \right) \sin \theta} \quad (1.5)$$

Les effets dynamiques ont également été étudiés : Yamashita et al. [18] ont montré, via des essais de chute de masse sur des NIDA en aluminium, qu'une sollicitation dynamique entraîne une augmentation

d'environ 10 % de la contrainte de plateau, due principalement à la compression de l'air contenu dans les alvéoles. Sun et al. [19], à travers des essais balistiques (vitesses allant de 78 m/s à 170 m/s) et une modélisation numérique, ont confirmé que ce sont principalement les semelles qui absorbent l'énergie lors de ce type d'impacts, le NIDA ayant une contribution plus limitée en raison de la taille relative des cellules et du projectile. Par conséquent, cela semble indiquer qu'un levier d'amélioration de la capacité à absorber de l'énergie des structures sandwichs, pour des impacts « contendants » repose dans l'utilisation d'une âme dédiée permettant un réel apport de cette dernière, en complément des peaux.

Pour revenir au domaine aéronautique, des études spécifiques pour les collisions aviaires ont été réalisées mais sont moins nombreuses que celles traitant de cas d'impact plus classiques. Les travaux de Di Caprio et al. [20] proposent une modélisation basée sur un essai de collision aviaire sur le bord d'attaque d'une géométrie « générique » d'empennage arrière d'un avion. Le but est d'étudier l'influence des configurations de matériaux et leur agencement dans la structure sandwich sur sa réponse mécanique à une collision aviaire. Deux types de lois matériaux sont utilisés, une pour modéliser les pièces métalliques (isotropes) prenant en compte la plasticité et la vitesse de déformation, l'autre pour les matériaux composites négligeant la plasticité et incluant un critère de Hashin pour déclencher l'endommagement. Ces stratégies de modélisation numérique seront discutées dans la section 1.5. Ainsi les auteurs ont étudié vingt configurations (4 stratifiés d'UD carbone/époxy pour les semelles et 5 âmes : 2 épaisseurs de mousse, 2 épaisseurs de NIDA et sans âme). Les grandeurs d'évaluation des solutions sont la longueur transverse du bord d'attaque après déformation et l'enfoncement du point central. Les auteurs mettent en évidence que le meilleur compromis entre masse et performance est une épaisseur de semelle intermédiaire ($[45/-45/0/90]_{2s}$ pour une épaisseur totale de 2,976 mm) et une épaisseur importante de NIDA (6,35 mm). Cette configuration permet une économie de 15 % de masse par rapport à la référence testée expérimentalement.

Vignjevic et al. [21] proposent l'étude de l'impact d'un oiseau en gélatine sur des structures sandwichs avec des âmes particulières (plaque ondulée et cylindres maintenus par de la mousse polyuréthane) dont la section est représentée figure 1.3. Ces plaques ont été testées expérimentalement à travers une procédure similaire à celle des travaux de Di Caprio et al. [20]. Les plaques ondulées ont été soumises à un impact de 115 m/s et les plaques tubulaires à des impacts allant de 115 à 245 m/s. Cette augmentation de vitesse a été choisie par les auteurs en raison de l'absence flagrante de dommages visibles sur les panneaux tubulaires. L'évaluation des dégâts dus à l'impact est réalisée par tomographie. La figure 1.3 propose des images représentatives des dégâts sur chacun des panneaux. Ces endommagements sont identiques à ceux présents dans les stratifiés plans, à la différence des concentrations de contraintes impliquées par la géométrie de l'âme. L'essai a par ailleurs été modélisé par éléments finis. Cette simulation est utilisée pour parer le manque d'instrumentation possible sur ces types de structures. Cela permet d'extraire l'énergie absorbée par les différents composants du panneau et de les comparer pour permettre le choix de l'âme la plus adaptée. Cette étude montre l'intérêt d'utiliser des renforts composites architecturés dans l'âme du matériau sandwich. Ici, ils permettent de rigidifier l'ensemble et de limiter la sévérité des dégâts infligés pour des mêmes niveaux de sollicitation.

Ainsi, la mise en œuvre d'âmes architecturées semble permettre d'augmenter les propriétés à l'impact des structures sandwichs. De nombreuses recherches ont été menées à ce sujet pour définir, tester, simuler et évaluer les performances des structures. Ces dernières sont très nombreuses et peuvent se décliner en 2D et 3D, comme le montre l'important travail de revue de Yin et al. [22].

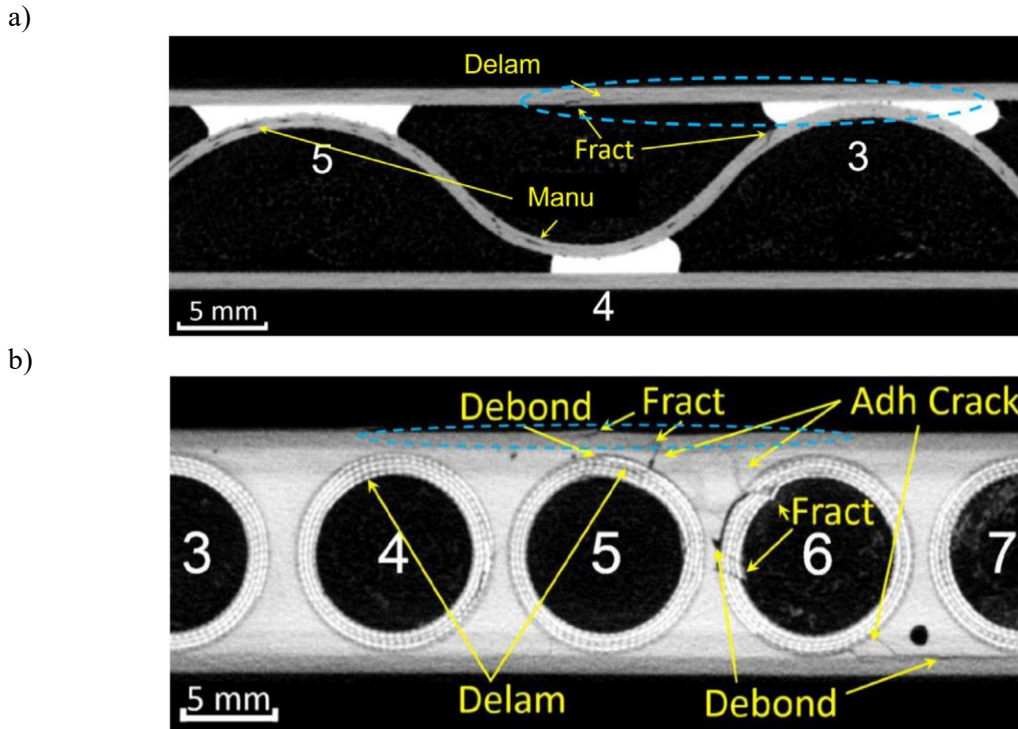


Figure 1.3: Tomographie post-impact sur panneau sandwich composite, ondulé impacté à 115 m/s (a) et tubulaire impacté à 245 m/s (b). [21]

Parmi tous ces types de structures, les auxétiques semblent prometteuses en raison de leur comportement particulier de densification lors d'une sollicitation de compression. Cette propriété pourrait être intégrée au sein de l'âme d'une structure sandwich.

1.3 Utilisation d'âmes architecturées pour l'absorption d'énergie, cas particulier des structures auxétiques

Le terme « auxétique » est utilisé pour la première fois par K. Evans pour décrire des matériaux polymères à coefficient de Poisson négatif [23]. Ces matériaux ont la propriété particulière de s'étendre orthogonalement au sens de traction et inversement, de se contracter latéralement lors d'une sollicitation en compression (représentation simplifiée du comportement figure 1.4).

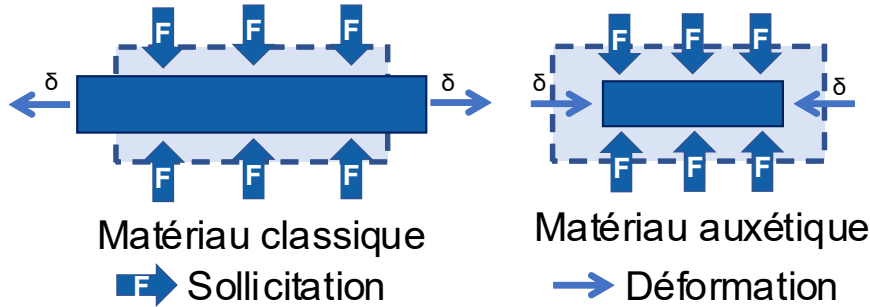


Figure 1.4 : Schéma du comportement en compression d'un matériau non auxétique par rapport à un matériau auxétique.

Ce comportement a été observé pour la première fois en 1987 lors d'une étude sur les mousses de polyester par R. Lakes [24]. La géométrie des cellules de ces mousses est ouverte et forme un réseau de cellules globalement hexagonales. Lors d'une compression isostatique à chaud, les arrêtes des hexagones tournent vers l'intérieur de la cellule pour former une géométrie « hexagonale rentrante ». Ainsi, pour ces mousses, un coefficient de Poisson de -0,7 a été observé. Le développement des technologies de fabrication additive a permis l'essor des structures cellulaires auxétiques.

Ces structures auxétiques peuvent être réparties en deux catégories majeures, les structures rentrantes et chirales (figure 1.5). Ces catégories elles-mêmes se ramifient et laissent apparaître d'autres typologies. Etant relevé à l'échelle de la structure, le coefficient de Poisson peut sortir des bornes « matériaux » pour atteindre des valeurs négatives. Par ailleurs, à cette échelle, le coefficient de Poisson n'est plus constant mais présente des variations en fonction de la déformation axiale.

- **Structures hexagonales rentrantes 2D**

Les structures rentrantes sont les plus présentes dans la littérature. Le mécanisme utilisé pour atteindre le comportement auxétique est l'emploi de géométries permettant un repliement sur elles-mêmes lors d'une compression, et une expansion pour une traction. Parmi elles, les géométries hexagonales rentrantes sont les plus représentées. Elles se caractérisent par leur forme de sablier (figure 1.5a). Les travaux de Montgomery-Liljeroth et al [25], donnent une synthèse des formules analytiques de calcul du coefficient de Poisson pour ces structures auxétiques. Globalement, selon les différentes hypothèses de calcul (théorie des poutres, petites déformations et symétries pour avoir des conditions de calcul « raisonnablement » simples), les principaux paramètres influençant l'auxétisme sont l'angle à la base du sablier (θ), ses hauteur (H) et largeur (B), comme décrit par l'équation (1.6).

$$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = -\frac{B}{H} \cot \theta \quad (1.6)$$

Ici, chaque côté du motif élémentaire est en contact avec un autre (oblique ou vertical/horizontal) d'une cellule voisine. C'est cette proximité des motifs et leur géométrie qui entraînera une déformation en cascade des cellules et donnera un effet « d'aspiration » vers le centre et par conséquent l'effet

auxétique. Ainsi, pour ces structures hexagonales rentrantes 2D, l'effet auxétique est observable en traction et en compression dans les deux sens.

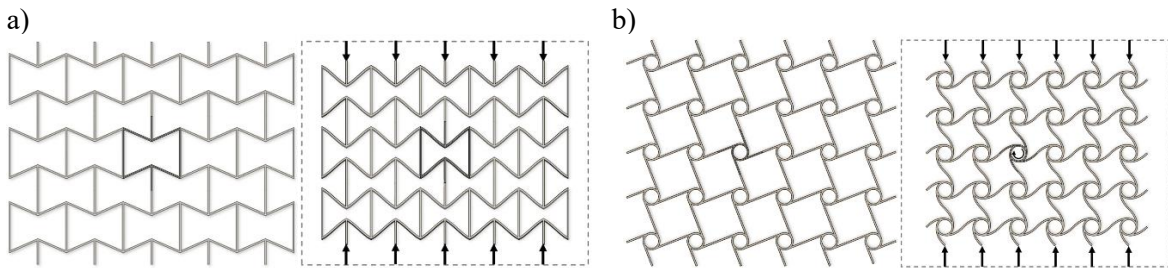


Figure 1.5 : Représentation de structures auxétiques et de leurs déformés en compression, hexagonale rentrante (a), tetrachirale (b). [25]

Dong et al. [26] ont étudié l'effet de la taille des parois sur le comportement mécanique d'une structure hexagonale rentrante métallique issue de fabrication additive. Dans cette étude, les échantillons ont une dimension de 5 x 6 cellules soit 48 mm x 76 mm pour une profondeur de 25 mm soit des cellules de 9,6 mm x 12,6 mm. Expérimentalement, pour une sollicitation de compression quasi-statique (1mm/min), les auteurs proposent de mesurer l'énergie absorbée lors de la compression (à travers le relevé de la courbe force-déplacement de la machine de compression) mais aussi le coefficient de Poisson de la structure à travers un suivi optique de points remarquables pour les déformations latérales. Ces bornes de mesures sont présentées figure 1.6a.

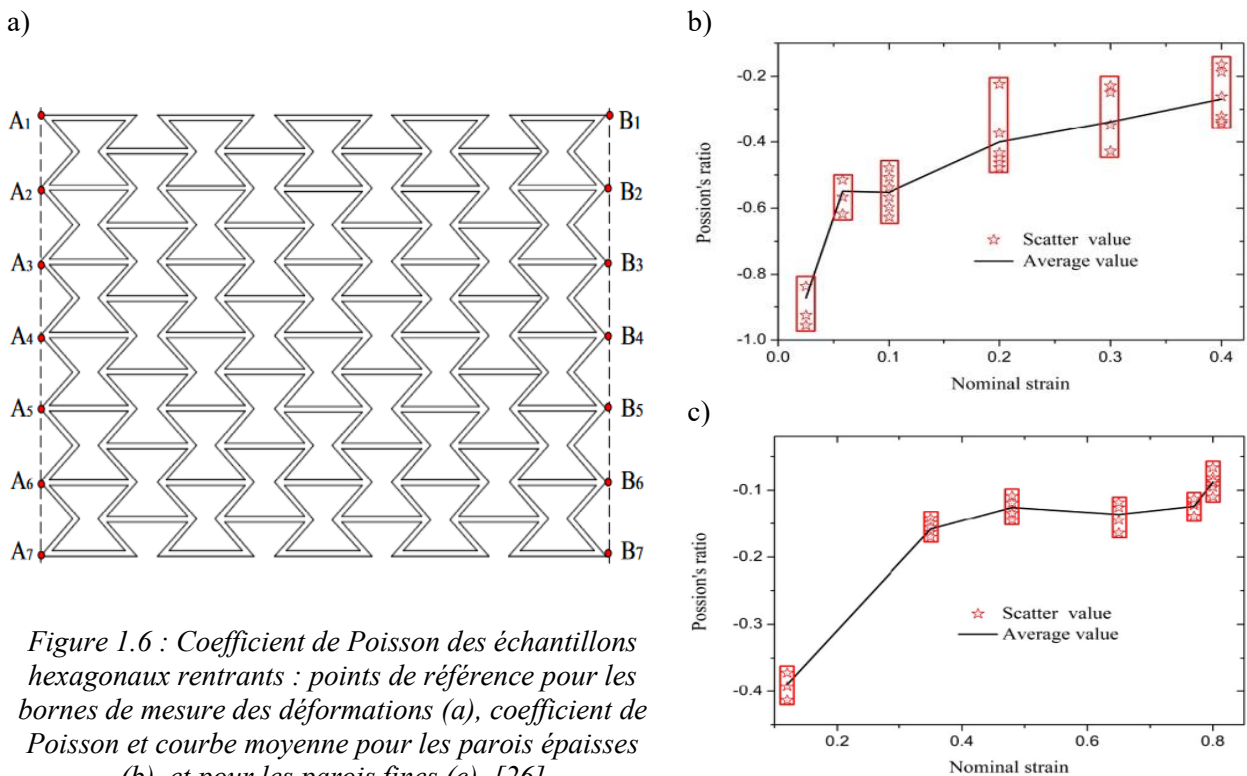


Figure 1.6 : Coefficient de Poisson des échantillons hexagonaux rentrants : points de référence pour les bornes de mesure des déformations (a), coefficient de Poisson et courbe moyenne pour les parois épaisses (b), et pour les parois fines (c). [26]

Le coefficient de Poisson est calculé comme l'opposé du rapport des moyennes des déformations latérales (entre les points A_i et B_i) par la déformation axiale fournie par les données machines. Il est à noter que dans la définition classique de la mécanique, le coefficient de Poisson est considéré comme une constante intrinsèque au matériau. En revanche, pour ces structures auxétiques, ce coefficient est variable en fonction de la déformation axiale comme le montrent les figures 1.6b et c pour les échantillons

à parois minces (0,3 mm) et épaisses (1 mm). Le coefficient est très négatif en début de compression et tend vers le positif pendant la densification de l'ensemble, l'effet géométrique étant « épuisé ».

A travers le suivi de points et l'observation visuelle de la déformation de la structure, plusieurs modes de déformation sont mis en évidence à la figure 1.7. Le mode de déformation à privilégier est celui en X (figure 1.7c) car plus stable, mais il nécessite des modes en V et Y (figure 1.7a et b) pour se mettre en place. Ces modes sont davantage sujets aux instabilités, comme le flambement global de la structure vers la gauche ou la droite. Cette déformation en X est conditionnée par une taille de paroi « épaisse », d'autres modes instables en bi-V et Z sont observés pour des parois « minces » (figure 1.7d et e). Ainsi, l'épaisseur des parois a une influence sur la stabilité des modes de déformation observés et une épaisseur minimale semble nécessaire pour favoriser les modes stables, qui seront par conséquent recherchés, les comportements instables étant à bannir.

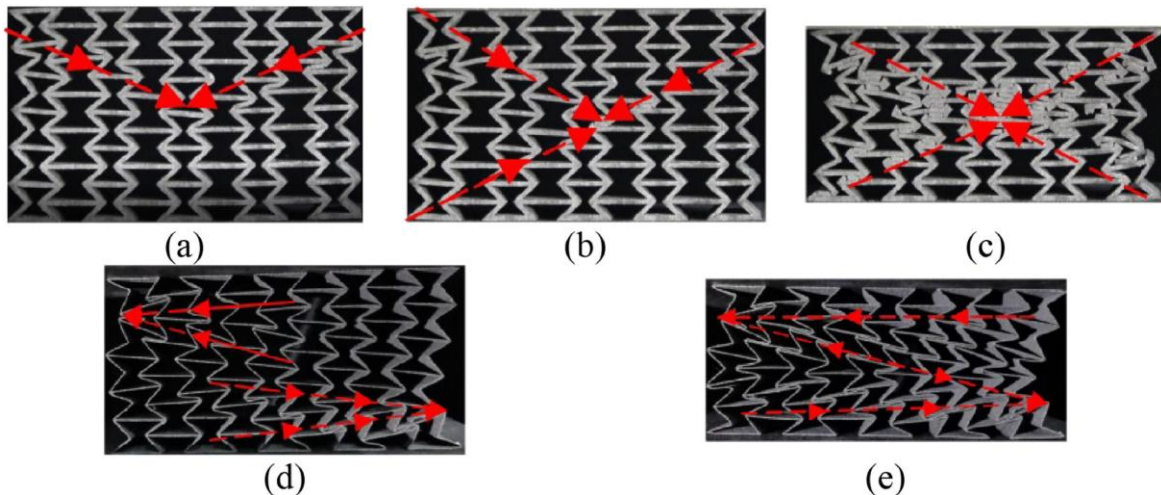


Figure 1.7 : Modes de déformation de structures hexagonales rentrantes à parois épaisses en V (a), en Y (b), en X (c) et pour des parois minces en bi-V (d) et en Z (e). [26]

Par ailleurs, la variation du coefficient de Poisson avec la déformation ne semble pas avoir d'incidence sur la valeur de plateau de la courbe de contrainte en fonction de la déformation. Aux opérations de lissage des courbes près, l'évolution de la contrainte présente les caractéristiques typiques des structures cellulaires (figure 1.8).

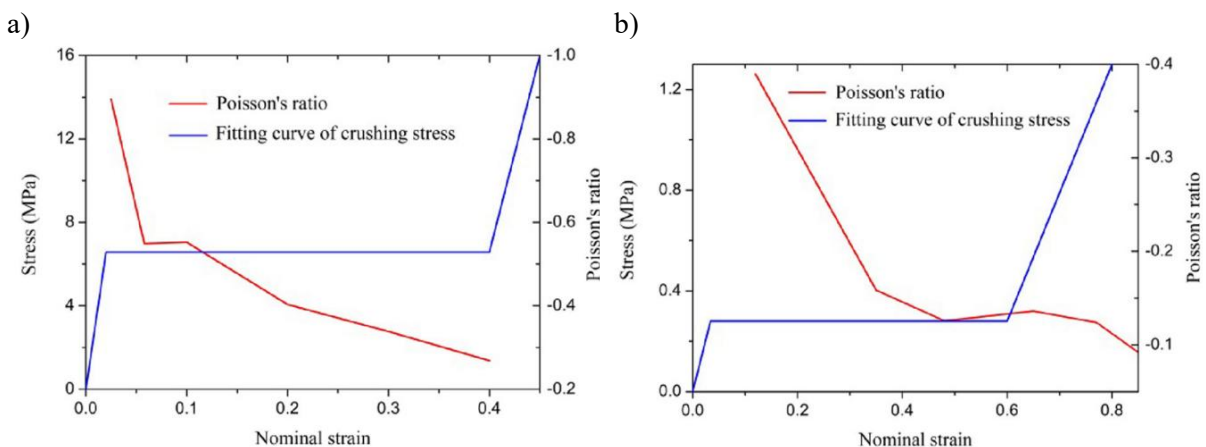


Figure 1.8 : Courbes moyennes de la contrainte de compression et du coefficient de Poisson pour des structures hexagonales rentrantes à parois épaisses (a) et minces (b). [26]

Pour la partie expérimentale, Dong et al. [26] se sont intéressés à une structure de 5 x 6 cellules extrudées. Néanmoins, pour ce genre de structures architecturées, le Volume Élémentaire Représentatif (VER) ou le nombre de cellules à considérer pour déclencher pleinement l'effet à prendre en compte

n'est pas trivial et nécessite d'être étudié. Ainsi, ils ont modélisé par éléments finis la structure 5x6 de l'étude. Une loi matériau isotrope élasto-plastique est considérée. Les propriétés matériaux sont issues d'une caractérisation du matériau d'impression de la structure. Le modèle a été vérifié en comparant les courbes de contrainte-déformation et les structures déformées. Pour étudier la question du VER, plusieurs configurations de cellules ont été simulées : 2x2, 3x3, 4x4, 5x5 et 5x6. Il ressort que les contraintes de plateau étaient proches des résultats expérimentaux lorsque le nombre de cellules dans les directions horizontale et transversale était supérieur à quatre. Par conséquent, les auteurs préconisent de considérer un VER de 4x4 pour l'étude de leurs structures auxétiques en compression.

Le manque de stabilité peut être limité en changeant la disposition des motifs élémentaires dans la structure. C'est l'objet de l'étude de Arjunan et al. [27] qui ont étudié des structures dans lesquelles les cellules élémentaires (hexagonales rentrantes) ne sont pas imbriquées en quinconce (figure 1.5a) mais juxtaposées et reliées entre elles par les sommets des sabliers. La figure 1.9a montre le schéma de la structure et la figure 1.9b montre la structure déformée stable, sans les modes instables visibles sur la figure 1.7. Plusieurs structures de 4x4 cellules élémentaires extrudées ont été fabriquées par impression 3D métallique avec différentes épaisseurs de parois et angles à la base. Ces éprouvettes ont été testées en compression quasi-statique, suivant un protocole similaire à celui de Dong et al. [26]. Ces essais ont permis de quantifier expérimentalement l'influence de ces paramètres sur le module de compression, la contrainte de plateau, la déformation à considérer pour la densification et le coefficient de Poisson.



Figure 1.9 : Représentation d'une structure auxétique hexagonale rentrante à déformation stable (a), structure déformée avec parois fines à gauche et épaisses à droite (b). [27]

Comme pour l'étude de Dong et al. [26], l'effet auxétique maximal est atteint pour des parois fines et, comme le prévoient les solutions analytiques de Montgomery-Liljeroth et al. [25] d'après l'équation (1.6), pour un angle à la base tendant vers 90° . Ainsi, pour une épaisseur de paroi de 0,4 mm et un angle à la base de 85° , le coefficient de Poisson de la structure est de -0,257. En changeant la disposition des cellules élémentaires au sein de la structure de cette façon, la déformation devient nécessairement stable car les couches horizontales continues formées par les cellules empêchent le déclenchement d'un flambement global. Néanmoins, le coefficient de Poisson de la structure s'en trouve limité et ne peut être aussi négatif que dans une configuration classique.

L'une des autres différences entre ces deux études concerne le placement des points remarquables utilisés pour calculer la déformation latérale des structures. Pour Dong et al. [26], ces points se situent à chaque extrémité latérale des sabliers (figure 1.6a) tandis que pour Arjunan et al. [27], ils sont répartis autour du plan médian de la structure. Cela implique un possible biais dans la mesure car ils ne sont pas disposés de la même façon (ceux de la première et dernière rangée ne sont pas pris en compte). Cela soulève un point délicat pour la caractérisation des structures auxétiques, l'identification des bornes ou zones de mesure devant être utilisées pour calculer la déformation latérale. Pour des éprouvettes matériau, les normes ISO 6892-1 [28] pour les métaux, ISO 527-1 [29] pour les plastiques ou ASTM D3039 [30] pour les composites à renforts fibreux permettent de suivre un protocole clair et établi pour mesurer les coefficients de Poisson. Pour les matériaux architecturés ce n'est pas le cas, le terme de

coefficient de Poisson lui-même n'ayant plus vraiment de sens (au regard de l'effet « structure »). Ainsi, l'absence de standardisation dans la méthode de mesure nécessite une réflexion sur les bornes de mesure à utiliser pour la détermination du coefficient de Poisson. L'influence du choix de la zone d'observation a été étudiée par Atila Yolcu et al. [31]. Les auteurs ont conçu une structure composée de 8x4 cellules élémentaires auxétiques imprimées 3D en PLA (figure 1.10a), et ont réalisé des essais de traction uniaxiale tout en enregistrant les déformations à l'aide d'un système de caméra associé à un logiciel d'analyse d'images. Trente-deux régions de mesure différentes (l'une d'entre elles est représentée à la figure 1.10a), allant du centre de l'échantillon jusqu'aux bords verticaux et horizontaux de l'éprouvette, ont été analysées pour examiner les variations du coefficient de Poisson en fonction de la taille de la région et des bornes locales choisies. Pour la seule région de l'exemple, la courbe de la figure 1.10a montre que le coefficient de Poisson dépend des bornes considérées. L'étude montre que les valeurs du coefficient de Poisson dépendent fortement de la position des régions de mesure et des points cibles sélectionnés. Les régions situées au centre de l'échantillon, où les déformations sont plus homogènes, fournissent les valeurs maximales du coefficient de Poisson. Les zones proches des bords fixes sont quant à elles davantage soumises aux effets de bord, réduisant significativement les valeurs mesurées (figure 1.10b). Par conséquent, une attention particulière aux bornes de mesure et aux régions retenues pour caractériser la structure d'étude sera portée lors des travaux expérimentaux menés dans le cadre de cette thèse de doctorat. De plus, pour les prochains chapitres, le terme de rapport des déformations sera préféré au terme de coefficient de Poisson, en raison de son origine structurale plutôt qu'à proprement parler matérielle.

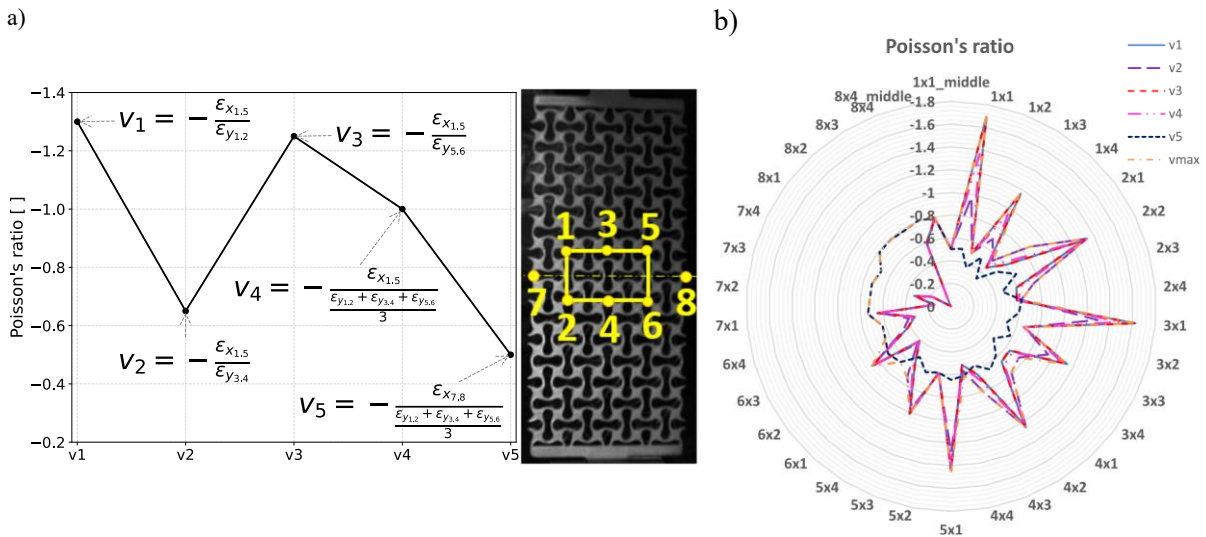


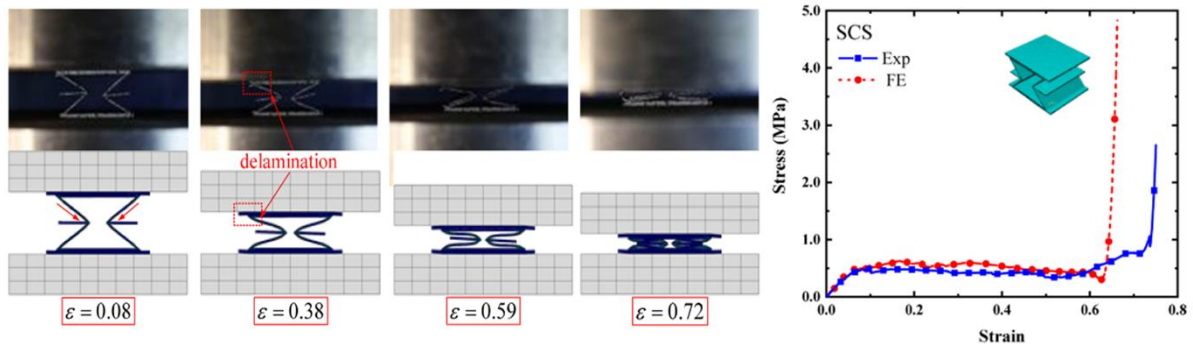
Figure 1.10 : Influence des bornes de mesure sur le coefficient de Poisson pour une même zone d'étude (a) et son impact sur les 32 zones d'étude (b). [31]

Beaucoup d'études portent sur des échantillons fabriqués par impression 3D. Néanmoins, pour les structures 2D, l'utilisation de composites stratifiés mis en forme peut être une solution intéressante pour essayer d'associer les propriétés des matériaux composites avec l'effet de structure auxétique. Dans les travaux de Yu et al. [32], une structure sandwich dont l'âme est une géométrie hexagonale rentrante de 5 x 6 cellules est réalisée par moulage d'une rangée et collage. Les pièces moulées sont des stratifiés d'UD préimprégnés de carbone T700/époxy. Les stratifiés ont trois épaisseurs : $[0^\circ/90^\circ]_s$ (fin), $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (moyen) et $[(0^\circ/90^\circ)_2]_s$ (épais). Plusieurs configurations sont étudiées, la première pour laquelle uniquement des stratifiés « moyens » sont utilisés, une seconde avec un gradient d'épaisseur du plus fin au plus épais (2 rangées par épaisseur) et la dernière en symétrie par rapport au plan médian de la structure en gradient d'épaisseur. Les grandeurs mesurées lors de l'essai sont la courbe force-déplacement (à travers la machine de compression) et les déplacements grâce à une caméra. C'est sur ces valeurs qu'est bâtie la validation de la simulation par éléments finis dans laquelle la structure est modélisée par des éléments de coque. La loi de comportement utilisée est un matériau composite

endommageable suivant un critère de Hashin pour le comportement dans le plan et un critère de Yeh pour l'endommagement interplis. Le lien entre les semelles et l'âme est considéré comme un collage parfait (d'après les observations de l'essai) et l'interpénétration entre les éléments est gérée par une méthode des pénalités. Les deux structures à gradients présentent des modes de déformation stables tandis que le cas « homogène » présente des instabilités en bi-V (figure 1.7d). Cela est dû au fait que le flambement global de la structure est limité par la présence des gradients d'épaisseur de matière permettant d'initier la déformation à des endroits « choisis » (aux rangées les plus fines). Néanmoins, numériquement, la structure présentant la meilleure EAS est la structure homogène avec 1,53 J/g.

Dans une autre étude portant sur le même principe de fabrication de panneaux sandwichs, Liu et al. [9] se sont intéressés au VER de la structure hexagonale rentrante composite. Leur étude se base sur un sandwich dont les semelles et l'âme sont des stratifiés UD de T700/époxy $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$ (0,6 mm d'épaisseur) et $[(0^\circ/90^\circ)_2]_s$ (0,8 mm d'épaisseur). Ils ont ainsi étudié le comportement en compression quasi-statique (1mm/min) d'une structure contenant une cellule, 3x3 cellules et 5x5 cellules. L'instrumentation de l'essai consiste en une cellule d'effort de la machine de compression et une caméra (avec un logiciel de traitement d'image). Lors de l'essai, la monocellule (avec semelles) présente une contrainte de plateau relativement lisse (figure 1.11a).

a)



b)

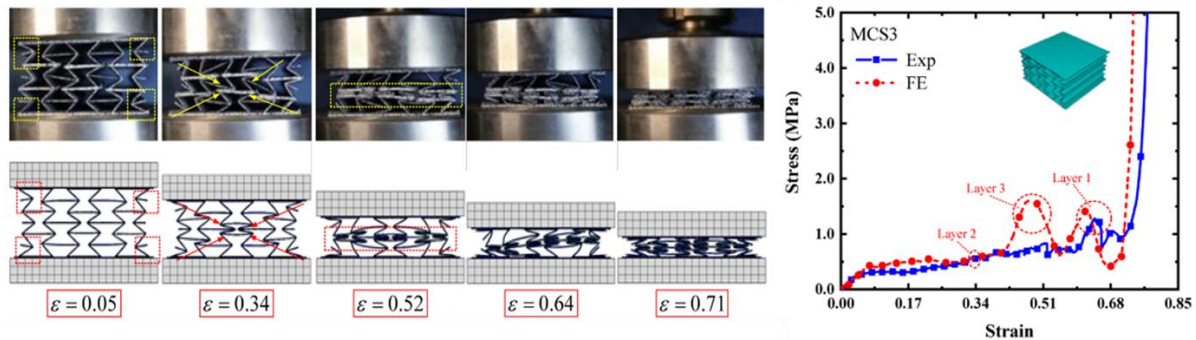


Figure 1.11 : Comparaison des modes de déformations et courbes contraintes déformations pour une structure sandwich d'une cellule hexagonale rentrante (a) et une structure 3x3 (b). [9]

En effet, les seuls mécanismes de rupture observés sont un délaminage entre l'âme et les semelles, ce qui permet d'avoir un plateau long (en l'absence de rupture fibre), jusqu'aux premiers signes de densification, sans rupture fil. Le passage à 3x3 cellules (avec semelles) diminue la résistance de 24 % à cause du délaminage précoce par rapport à la mono cellule (figure 1.11b). Le plateau est davantage bruité en raison du plus grand nombre de mécanismes d'endommagement apparus (rupture fibre et fissuration matricielle). Le mode de déformation est ici stable et en forme de X (figure 1.7c). L'agencement des cellules permet de replier des cellules latérales sur la cellule centrale l'entourant. Néanmoins, le plateau est moins plat que précédemment, il apparait quasi-linéairement croissant avec la déformation, ce qui est un signe de l'effet auxétique avec la densification sous charge. Il apparait donc que le passage à 3x3 cellules ait amplifié l'effet auxétique par rapport à la monocellule. Le passage à

5x5 cellules, génère quant à lui, une instabilité dans la déformation avec un mode de bi-V (figure 1.7d). Ainsi, il semble que l'augmentation du nombre de couches en hauteur soit un déclencheur d'instabilités. Par conséquent, pour des configurations « classiques » de structures auxétiques, une forme de compromis entre déformation intrinsèquement stable et coefficient de Poisson négatif semble résider dans le choix du nombre de cellules en hauteur.

L'influence de la taille des cellules sur la réponse globale de la structure a également été étudiée par Liu et al. [9] à travers une étude numérique. En reprenant la taille de la structure 3x3, la taille des hexagones rentrants a été diminuée proportionnellement pour avoir une structure de 4x4 et 5x5. Cela a donc pour effet d'augmenter la densité de matière dans la structure, laissant ainsi apparaître des déformations en X pour chacune des structures. Au fur et à mesure que la densité relative de l'âme augmente, la contrainte de plateau croît de manière significative, tandis que le seuil de déformation pour la densification diminue. Ce résultat peut être attribué à la taille plus petite des cellules, qui se traduit par un espace plus petit dans le matériau à cellules ouvertes et permet aux cellules de remplir plus facilement l'espace après l'effondrement. Ainsi, dans le cadre d'une déformation stable, les auteurs concluent que le nombre de cellules dans la structure ou leur taille n'a pas réellement d'influence sur la déformation globale de la structure qui est toujours dirigée par un effet « d'aspiration » dû au mécanisme auxétique.

La comparaison entre les différentes dimensions de structures (1x1, 3x3 et 5x5) indique que l'EAS est sensible à l'augmentation de la dimension de la structure. L'EAS augmente de 180 %, passant de 1,6 J/g à 4,6 J/g lorsque la structure passe de la cellule unitaire à 5x5 cellules, bien que la structure à 5x5 cellules subisse une instabilité pendant la compression. La structure à 3x3 cellules présente une EAS de 2,4 J/g. Avec une dimension structurelle identique, les structures à 4x4 et 5x5 cellules montrent une amélioration de leur EAS par rapport à la structure à 3x3 cellules. Pour la structure à 5x5 cellules stable, l'EAS est de 7,7 J/g, soit environ 220 % de plus que pour la structure à 3x3 cellules. Ainsi, la structure à 5x5 cellules stable (et avec une densité relative plus importante) a une EAS plus élevée que la structure à 5x5 cellules « instable » d'environ 67 %, bien qu'elles aient toutes deux des cellules 5x5. Cela montre l'intérêt d'aller vers des modes de déformations stables même au prix d'une augmentation de la densité relative de la structure.

- **Structures hexagonales rentrantes 3D**

Des structures auxétiques hexagonales rentrantes existent aussi en 3D. C'est notamment le cas pour les mousses. A travers une compression isostatique à chaud suivant la méthode proposée par Duncan et al. [33], une mousse polyuréthane dont les alvéoles ouvertes ont des branches tournées vers l'extérieur (sortantes) sont inversées pour devenir rentrantes. Cela permet, en moyenne de former des cellules hexagonales rentrantes disposées aléatoirement dans la mousse. Ainsi un comportement auxétique en compression peut apparaître dans différentes directions de sollicitation. La même équipe de recherche a étudié la résistance à l'indentation d'une mousse auxétique [34]. Cette étude repose sur la considération que la résistance à l'indentation d'un matériau isotrope est améliorée si le coefficient de Poisson est négatif. Grâce à ce procédé de fabrication, les auteurs ont pu former trois groupes de mousses, le premier groupe avec une propriété auxétique ($\nu = -0,3$), le deuxième groupe avec une valeur du coefficient de Poisson nul et le troisième groupe avec une valeur du coefficient de Poisson ($\nu = 0,4$). L'étude montre également que le nombre de cellules sollicitées est plus important pour les mousses à propriété auxétique que pour les autres. Ainsi, les auteurs ont pu montrer l'augmentation de la résistance à l'indentation avec la baisse du coefficient de Poisson. Cela met en évidence l'importance du nombre de cellules sollicitées sur la réponse globale de la structure. C'est un bon argument pour l'utilisation de structures à propriété auxétique avec des cellules de faibles dimensions pour des sollicitations d'impact avec un impacteur de plus grande taille que celle des cellules.

Les recherches sur les structures hexagonales rentrantes 3D en fabrication additive (PLA) sont plus marginales qu'en 2D. Kaya et al. [35] proposent l'étude expérimentale de plusieurs monocellules 3D

rentrantes dont les principes de repli dépendent des poutres ajoutées (figure 1.12). L'essai de compression est filmé de façon à pouvoir suivre les points remarquables de la cellule et visualiser les modes de déformation. La courbe de contrainte-déformation des cellules est extraite des données de force-déplacement de la machine utilisée pour la compression quasi-statique à 5 mm/min.

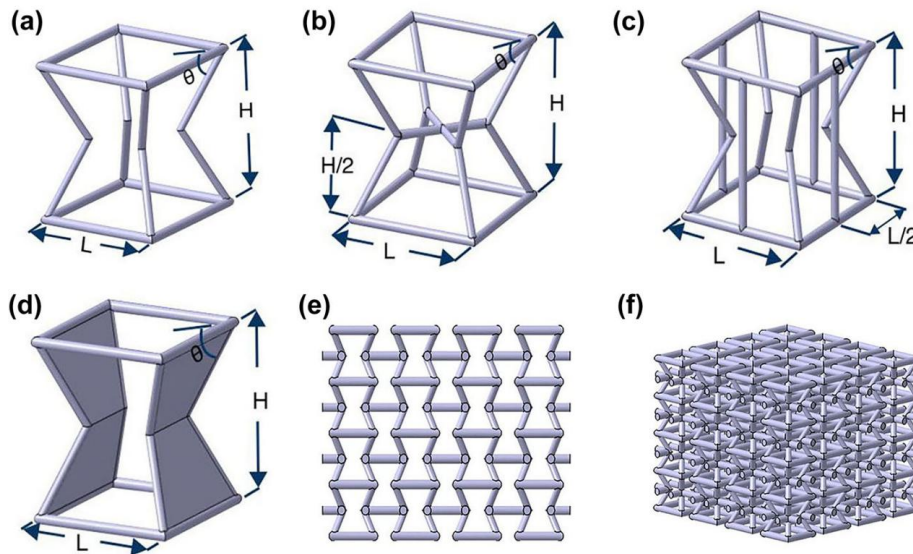


Figure 1.12 : Modèle de conception de quatre cellules auxétiques : cellule rentrante dominée par la flexion (Cell0) (a), cellule rentrante dominée par la torsion avec un élément transversal (CellX) (b), cellule rentrante dominée par le flambement avec des poutres verticales (CellB) (c) et cellule rentrante dominée par la flexion avec des panneaux (CellW) (d). Modèle 2D (e) et modèle 3D de Cell0 (f). [35]

Expérimentalement, les bornes utilisées pour déterminer les déformations latérales sont celles au centre du sablier et à l'extérieur. Les déformations axiales résultent de la variation de hauteur de la cellule, donnée par la position de la traverse. Les courbes force-déplacement et les visualisations des déformations permettent de valider un modèle numérique par éléments finis volumiques. Les contacts sont pris en compte à travers une méthode des pénalités et un coefficient de frottement. La loi de comportement utilisée est isotrope purement élastique ; les propriétés proviennent d'une campagne de caractérisation. La géométrie CellX (figure 1.12b) semble présenter une bonne résistance avec une déformation acceptable à la rupture, ce qui se traduit par une absorption d'énergie spécifique et une efficacité supérieures à celles de Cell0 (figure 1.12a) et CellW (figure 1.12d). Les panneaux de cette dernière ont un moment quadratique plus important, ce qui confère à CellW une résistance en flexion et des propriétés d'absorption d'énergie supérieures à celles des cellules auxétiques rentrantes (Cell0). Cela indique que les géométries des cellules CellX et CellW sont les plus prometteuses pour un cas d'absorption d'énergie et pourraient éventuellement servir de base à la conception d'une âme de panneaux sandwichs dédiée à l'absorption d'énergie.

- **Sollicitations hautes vitesses**

Dans leur article sur l'effet d'échelle des structures auxétiques, Liu et al. [9] étudient également l'influence de la vitesse de sollicitation sur la réponse de la structure. Pour cela, ils ont testé aux barres de Hopkinson des structures sandwichs avec en âme une seule cellule et 3x3 cellules (36 mm de haut et une surface sollicitée de 81 cm²). Les vitesses de déformation imposées sont de 500 s⁻¹, 850 s⁻¹, 1150 s⁻¹. Le traitement des images obtenues par une caméra haute vitesse et le chronogramme des ondes relevées par les jauges de déformations placées sur les barres, rendent possibles plusieurs conclusions relatives aux effets de vitesses sur leurs structures composites auxétiques. Dans le cas d'une compression uniforme, les courbes contraintes-déformations ne varient que très faiblement ce qui souligne une

indépendance à la vitesse du comportement de la structure (ce qui est assez étonnant vis-à-vis du comportement sensible à la vitesse du matériau constitutif). Néanmoins, l'observation des modes de déformation montre un changement dans l'expression du phénomène auxétique. En quasi-statique, la déformation de la structure est symétrique et converge vers la cellule centrale. A haute vitesse de sollicitation, la déformation est davantage étagée (figure 1.13). Les parois sont soumises au flambement ce qui implique des instabilités dans le mode de déformation mais les cellules restent auxétiques. Ainsi, d'après les auteurs l'effet auxétique, pour leurs structures, est globalement insensible à la vitesse.

Les auteurs ont ensuite testé la résistance à l'impact de leur structure en tirant un projectile cylindrique de 40 mm de diamètre et 45 mm de long fait de mousse ($0,33 \text{ g/cm}^3$), ceci pour éviter une perforation trop sévère de la structure, dont l'âme est constituée de 7×3 cellules. Plusieurs angles de tirs ont été visés, 0° (normal), 15° , 30° et 45° . Cet essai se rapproche davantage d'un essai de choc à l'oiseau que d'un essai balistique (vitesses d'impact : 76,4 m/s, 116,6 m/s, 146,7 m/s et 166 m/s). Pour un tir à incidence normale, lors de l'observation des déformations, les mécanismes se séparent en deux temps : le premier, une phase d'indentation de la face impactée, et ensuite une déformation globale de la structure. Lors de l'impact, le mécanisme auxétique n'a pas le temps de se mettre en œuvre, ainsi les cellules environnantes du point d'impact ne sont que très peu sollicitées. La sollicitation des strates dans l'épaisseur ne se fait que lorsque la couche immédiatement adjacente est complètement effondrée (figure 1.13). Ainsi, ce sont principalement les mécanismes de dissipation d'énergie « matériau » qui sont impliqués sans influence particulièrement significative de l'auxétisme. La variation d'angle de tir augmente la zone sollicitée mais ne change pas particulièrement la conclusion, seuls les mécanismes de rupture changent.

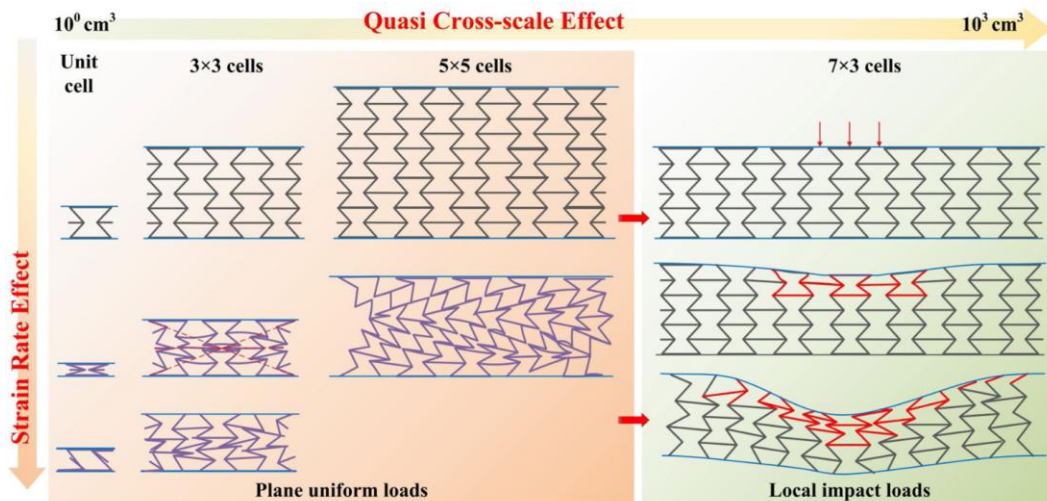


Figure 1.13 : Mécanisme de réponse dynamique des panneaux sandwichs à âme hexagonale rentrante pour différentes vitesses de sollicitation uniforme et cas d'impact. [9]

Les travaux menés par les groupes de recherche de Xiao et al. [36] ainsi que de Li et al. [37] se sont intéressés à des structures sandwichs similaires avec des semelles et âme en aluminium. Ces deux études ont été conduites de façon semblables avec un volet expérimental (figure 1.14) et numérique. La première étude porte sur une structure plane et la seconde sur une structure en forme d'arche. Les deux études confirment les observations et conclusions de Liu et al. [9] sur les mécanismes de déformation auxétique limités en cas de charge impulsionnelle.

La principale différence de comportement entre la poutre plane et l'arche sandwich réside dans l'influence de la géométrie initiale sur la propagation de la déformation. Alors que le cas plan présente une réponse mécanique globalement symétrique avec une déformation principalement en flexion-tension, l'arche, en raison de sa courbure initiale, amplifie la déformation dans la zone d'impact et accentue les phénomènes de cisaillement aux extrémités. Dans les deux cas, une déformation auxétique

locale est observée dans l'âme sous l'impacteur aux premiers instants. Par ailleurs, l'arche montre des déformations résiduelles plus importantes que la poutre plane pour des charges similaires, ce qui souligne un comportement mécanique plus complexe et sensible à l'amplitude de l'impulsion. Ces considérations géométriques à l'échelle du panneau ne seront pas étudiées dans ces travaux de thèse, bien qu'ils aient une importance sur l'énergie dissipée.

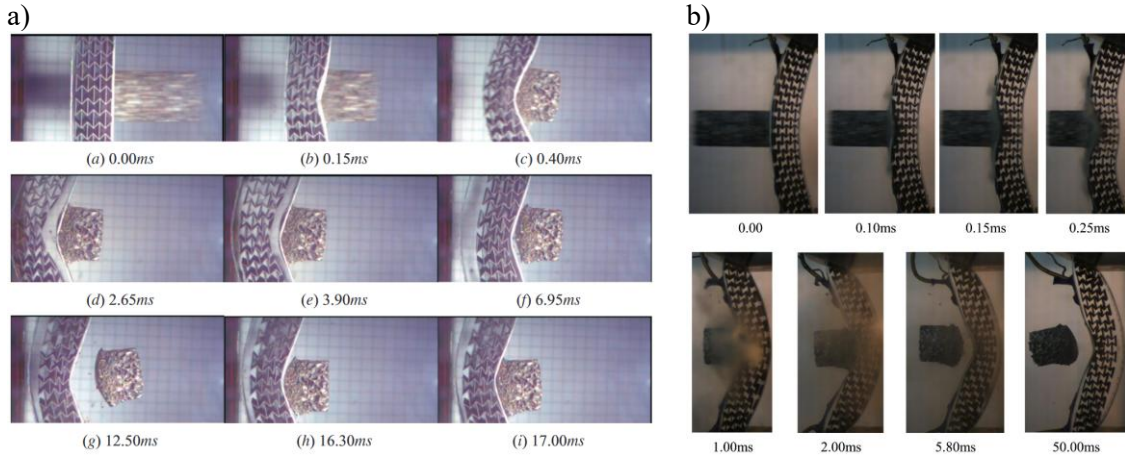


Figure 1.14 : Evolution de la déformation dynamique de la poutre sandwich plane (a) et forme d'arche (b) [36] [37].

1.4 Comportement mécanique des matériaux composites

Le secteur aéronautique utilise de plus en plus les matériaux composites à renforts fibreux pour leurs propriétés mécaniques spécifiques élevées. La définition première et générale d'un matériau composite est : « [un matériau] qui présente [...] la particularité de faire cohabiter plusieurs phases ne se mélangeant pas à l'intérieur du matériau » [38]. Ainsi, les matériaux composites sont de plus en plus présents dans les fuselages, planchers ou autres pièces structurales. La plupart des composites utilisés sont dits à renforts fibreux et à matrice organique, que cette dernière soit thermodurcissable ou thermoplastique (en plein essor). Ainsi, les propriétés mécaniques du matériau en fonction de la sollicitation étudiée vont dépendre de ces constituants. Si les propriétés de ces matériaux composites dans le domaine élastique sont assez faciles à établir, et à utiliser donc pour le dimensionnement sous charges normales et limites (en régime élastique), leurs propriétés dans les domaines de comportement non-linéaire et à rupture sont plus difficiles à prévoir, alors qu'elles détermineront la résistance à la rupture et la capacité de dissipation d'énergie, sous charges extrêmes ou accidentelles. La difficulté à prédire le comportement non-linéaire et à rupture de ces composites provient de leur nature hétérogène et multi-échelle. Ainsi ces propriétés dépendent de la nature des fibres, de celle de la matrice, de leur adhésion des unes avec les autres, mais aussi de l'architecture textile du renfort fibreux (unidirectionnels, tissus ...), et pour finir de l'assemblage final au sein d'un composite stratifié, voire dans une structure sandwich.

- **Nature des matériaux dans le secteur aéronautique**

A l'échelle du fil, certains matériaux se démarquent par leurs propriétés mécaniques intéressantes par rapport à leur densité (tableau 1.1).

Tableau 1.1 : Caractéristiques mécaniques des principales fibres hautes performances. [39]

Nature de la fibre	Densité (g/cm ³)	Module en direction fibre (GPa)	Contrainte à rupture en direction fibre (MPa)	Déformation à rupture (%)
Carbone T300	1,75-1,78	230-238	3500-3800	1,5-1,6
Carbone T700	1,80-1,90	230-260	4200-4900	1,75-2,1
Verre E	2,49-2,56	73-79	1970-3400	1,5-3,5
Para-aramide	1,44	66-119	3380-4000	3,4

Les fibres de carbone sont connues pour leur densité faible et pour leur haut module et contrainte à rupture en traction et en compression. Plusieurs déclinaisons de fibres existent pour adapter ce module ou cette résistance selon l'application visée. Ces fibres de carbone présentent également une bonne résistance en fatigue (perte de 20 à 30 % des propriétés après 10 millions de cycles contre 70 % pour un alliage d'aluminium). Enfin, elles conservent de bonnes propriétés mécaniques aux hautes températures, bien que sensibles à l'oxydation (en fonction de l'historique thermique de la fibre). Le principal point faible des composites à renforts de fibres de carbone concerne leur fragilité au regard de la tenue au choc, qui s'avère plus faible par rapport à celle d'autres fibres, en particulier les fibres de para-aramide [40].

Ainsi, les fibres de para-aramides, qui possèdent également des propriétés mécaniques spécifiques intéressantes, semblent particulièrement adaptées pour les applications de protection balistique (hautes vitesses de sollicitation, projectile à quelques centaines de mètres par seconde). Cela est dû à leur modules et résistance mécanique élevés, à leur bonne ténacité et à leur important allongement à rupture (plus important que les autres fibres techniques utilisées dans le domaine aéronautique/spatial/défense), sans oublier leur faible densité. A l'échelle du composite, il faut noter néanmoins que leur comportement mécanique en compression n'est pas aussi bon que celui en traction [39], [41]. En raison de leur utilisation dans le domaine balistique, les effets de la vitesse de déformation sur la réponse mécanique d'un multifilament de Kevlar 129 ont été étudiés dans les travaux de thèse de Chevalier [42] qui utilise

un système de traction par impact sur fil. Les fils d'aramide sont reliés à un projectile dans un canon à air comprimé pour pouvoir faire varier la vitesse d'éjection du projectile allant de 20 m/s à 50m/s. L'augmentation de la vitesse de déformation augmente la déformation vraie à rupture des fils mais semble également diminuer la force à rupture. L'énergie volumique absorbée avant la rupture augmente avec la vitesse de déformation.

Enfin, les fibres de verre possèdent quant à elles des propriétés mécaniques nettement inférieures à celles du carbone et ont une masse volumique plus importante. Elles ont cependant l'avantage d'être moins coûteuses, ce qui favorise leur utilisation courante dans des secteurs industriels moins exigeants que celui de l'aéronautique [43].

Pour la conception de matériaux absorbeurs d'énergie, la fibre à privilégier semble être la fibre de para-aramide. En effet, son utilisation est actuellement courante pour des vitesses de sollicitation importantes, voire supérieures à celles des collisions d'impact aéronautique qui nous intéressent (≈ 150 m/s), et ses propriétés spécifiques (module et résistance à rupture) ainsi que sa déformation à rupture sont élevées, ce qui fait d'elle un choix logique pour résister aux sollicitations d'impact.

Concernant les résines, deux grands types existent pour classer les matrices organiques : les thermodurcissables et les thermoplastiques. Dans le secteur aéronautique, les matrices organiques, notamment les résines époxy, constituent historiquement le choix le plus fréquent pour les aérostructures. Les matrices utilisées pour l'aéronautique doivent présenter des qualités spécifiques, non seulement mécaniques, mais également physico-chimiques (vieillessement, tenue au feu, etc.). Une matrice thermodurcissable présente généralement un caractère plus fragile (à rupture) qu'une matrice thermoplastique, mais elle repose sur l'utilisation d'un protocole de fabrication plus qualitatif (autoclave). Un de leur principal inconvénient est qu'elles ne sont pas recyclables, ni réutilisables. Les résines thermoplastiques font donc l'objet de plus en plus d'attention de la part des constructeurs. Pour ce qui concerne le présent travail de recherche, un de leur avantage par rapport aux résines thermodurcissables concerne leur comportement plus ductile (moins fragile) avant rupture, qui les rend intéressantes en termes de capacité d'absorption d'énergie. Des exemples de propriétés mécaniques pour une résine thermoplastique (Victrex™ PEEK 450G) et thermodurcissable (HexFlow® RTM250ST) sont présentés dans le tableau 1.2.

Tableau 1.2 : Propriétés mécaniques de deux types de résines aéronautiques.

Propriété	Victrex™ PEEK 450G [44]	HexFlow® RTM250ST [45]
Densité	1,30 g/cm ³	1,22 g/cm ³
Module en traction	4000 MPa	3100 MPa
Résistance à la traction	98 MPa	90 MPa
Allongement à la rupture	45 %	Quelques % (<5 %)
Module en flexion	3800 MPa	—
Résistance en flexion	165 MPa	—
Module en compression	—	3,5 GPa
Résistance compression	125 MPa	140 MPa
Résistance à l'impact Charpy	7 kJ/m ² (entaillé) / Pas de rupture (non entaillé)	—
Température de transition vitreuse (T _g)	143-150 °C	170 °C
Résilience en rupture (K1c)	2,733 - 4,296 MPa√m [46]	1,56 MPa√m

Comme précédemment évoqué, dans le secteur aéronautique, les propriétés mécaniques des matrices ne sont pas leurs uniques critères de choix, le comportement au feu est aussi important. En effet, il n'est pas impossible que lors des accidents, un départ de feu se produise. Par conséquent, certains critères

comme le taux de chaleur dégagé, la densité de fumée ou la longueur brûlée sont évalués et décrits dans la réglementation de l'EASA CS-25 annexe F [1].

- **Echelle du composite (renforts fibreux + matrice)**

En plus du choix du fil constituant le composite, le type de renfort (unidirectionnel, tissés, etc.) peut lui aussi être modifié et choisi en fonction des applications souhaitées. Ainsi, de nombreuses techniques de fabrication d'étoffes textiles peuvent être utilisées (tissage, tressage, tricotage, etc.). Dans le secteur aéronautique, la majorité des renforts textiles utilisés sont des unidirectionnels ou des tissus 2D et 3D.

Les relations d'élasticité linéaire (loi de Hooke) associées aux composites orthotropes (UD ou tissés) s'expriment tensoriellement au travers d'une relation liant le tenseur des contraintes (σ_{ij}) et celui des déformations (ε_{kl}), grâce au tenseur de rigidité (C_{ijkl}) (équation(1.7)) ou de souplesse (S_{ijkl}) (équation(1.8)).

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl}\varepsilon_{kl} \quad (1.7)$$

$$\varepsilon_{ij} = S_{ijkl}\sigma_{kl} \quad (1.8)$$

Pour simplifier la manipulation et l'écriture du tenseur de rigidité (ou de souplesse), la notation de Voigt est utilisée. Elle permet la réduction des tenseurs symétriques d'ordre 2 comme ceux des contraintes et déformations à des vecteurs à 6 composantes (équation (1.9)) et de diminuer l'ordre des tenseurs d'ordre 4 en ordre 2 pour les tenseurs de rigidité et de souplesse.

$$\sigma = \begin{pmatrix} \sigma_1 = \sigma_{11} \\ \sigma_2 = \sigma_{22} \\ \sigma_3 = \sigma_{33} \\ \sigma_4 = \sigma_{23} \\ \sigma_5 = \sigma_{31} \\ \sigma_6 = \sigma_{12} \end{pmatrix} \text{ et } \varepsilon = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 = \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_2 = \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_3 = \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_4 = 2\varepsilon_{23} \\ \varepsilon_5 = 2\varepsilon_{31} \\ \varepsilon_6 = 2\varepsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (1.9)$$

Ainsi, avec ces notations, le tenseur de souplesse (\underline{S}) s'écrit comme présenté à l'équation (1.10), suivant le repère de la figure 1.15a. Ce tenseur est symétrique ainsi des conditions doivent être respectées comme $-v_{12}/E_1 = -v_{21}/E_2$, $-v_{13}/E_1 = -v_{31}/E_3$ et $-v_{23}/E_2 = -v_{32}/E_3$.

$$\underline{S} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -v_{21}/E_2 & -v_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -v_{12}/E_1 & 1/E_2 & -v_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -v_{13}/E_1 & -v_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

Il est important de rappeler que les modules de cisaillement d'un composite, à l'inverse des matériaux homogènes isotropes métalliques, sont des grandeurs indépendantes, et qu'aucune relation analytique ne permet de les relier aux modules d'Young dans les trois directions matérielles principales.

○ Cas des renforts unidirectionnels

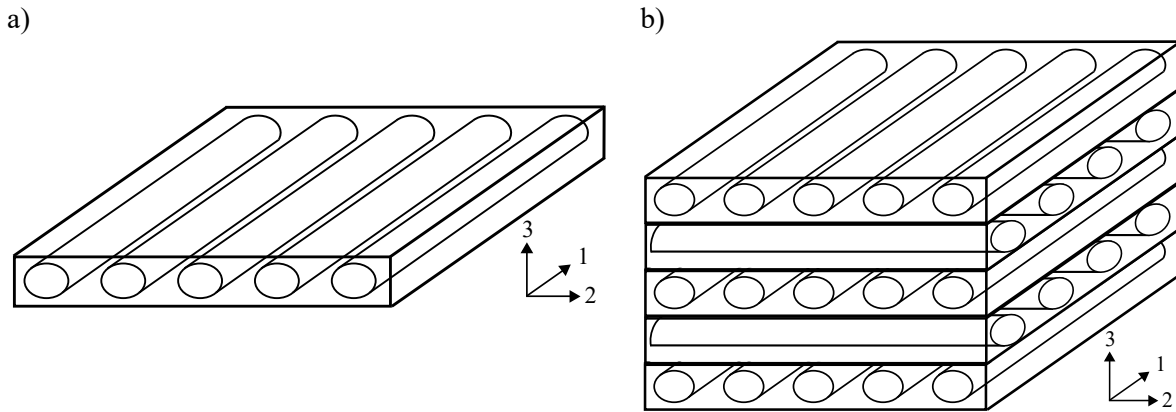


Figure 1.15 : Représentation simplifiée d'un pli d'unidirectionnel (a) et d'un stratifié de cinq couches d'unidirectionnel orientées à $0^\circ/90^\circ$ (b).

Les nappes unidirectionnelles (ou UD) sont des renforts très fortement anisotropes en raison de leur direction de fibres unique. Dans le cas d'un pli composite d'UD (représenté schématiquement figure 1.15a), le matériau homogénéisé peut être considéré comme anisotrope transverse (un matériau présentant une direction privilégiée et deux plans de symétrie). Cela permet de simplifier le nombre d'inconnues du tenseur S en posant que $E_2=E_3$, $\nu_{23}=\nu_{32}$ et $G_{31} = G_{12}$. Cette anisotropie peut être « modifiée » en empilant plusieurs couches d'unidirectionnels et en les orientant d'un angle particulier comme représenté à la figure 1.15b, ce qui permet d'obtenir un composite dit stratifié. Dans ce cas $0^\circ/90^\circ$, lors d'une sollicitation selon la direction 1 ou 2, les fibres des couches correspondantes seront sollicitées directement selon leur direction privilégiée. Les directions mécaniquement « faibles », sont celles qui répondront à un chargement hors-plan et à un chargement en cisaillement (chargement orienté à 45° par rapport aux directions des fibres).

Lors d'une sollicitation mécanique, au-delà de la phase élastique, survient une phase d'endommagement diffus, puis de rupture. On s'accorde généralement à considérer trois familles de mécanisme d'endommagement pour les composites à matrice organique : la rupture fibre, la décohésion fibre/matrice et la fissuration matricielle. Ces mécanismes d'endommagements permanents, s'ils sont en nombre suffisant sans que la rupture du matériau soit totale, sont à l'origine de l'hystérésis qui peut être observée sur une courbe charge/décharge. Cette dernière détermine l'énergie dissipée par le processus d'endommagement, lors de la sollicitation, comme le montrent les travaux de Ladeveze et al. [47] ou Behera et al. [48].

Concernant la fissuration « matricielle », deux mécanismes « secondaires » peuvent se produire, la rupture matricielle ou la décohésion fibre/matrice. Bouvet et al. [49] souligne que ce dernier mécanisme permet une dissipation d'énergie importante. Pour une sollicitation transverse à l'axe des fils, les mécanismes de rupture mis en jeu sont différents en fonction de l'adhésion de la matrice aux fibres. Si cette adhésion est forte, alors la fissuration a lieu dans des zones riches en matrice ou, en tout cas, pas nécessairement à l'interface entre la fibre et la matrice. Ce mode de rupture se traduit donc par un réseau de fissures dans la matrice qui va initier une fissuration interlaminaire transverse (figure 1.16) [50]. Dans le cas d'une faible adhésion, les fibres vont se déchausser de la matrice au niveau de l'interface amenant également à une fissuration interlaminaire transverse. Ces deux mécanismes sont assez similaires mais ne permettent pas la dissipation d'autant d'énergie. Mécaniquement, l'adhésion fibre/matrice est en général caractérisée par la contrainte interfaciale de cisaillement [51]. Assez simplement, si cette contrainte est inférieure à la contrainte à rupture de la matrice alors le mode de déchaussement sera déclenché en priorité, libérant ainsi moins d'énergie.

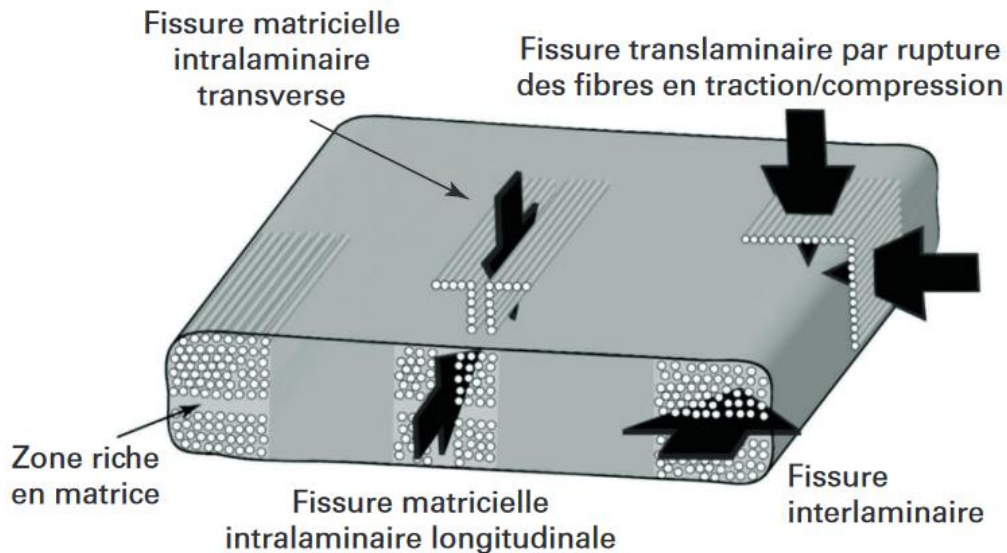


Figure 1.16 : Principaux modes d'endommagement dans les composites fibreux unidirectionnels [49].

Dans le cas d'un stratifié, l'empilement des couches d'UD implique un nouveau type de fissuration interlaminaire, appelé délaminage. Ainsi, pour un stratifié constitué d'UD orientés à $0^\circ/90^\circ$ comme celui représenté à la figure 1.15b, dans le cas d'une sollicitation de traction en sens 1, la densité de fissures va croître perpendiculairement au sens de traction, majoritairement en sens 2. Ces fissures sont donc de deux natures, décohésion fibre/matrice ou fissuration transverse matricielle. Une fois initiées, ces fissures transverses dans l'épaisseur du pli vont bifurquer en arrivant à l'interface avec un autre pli. A cet endroit, la proportion de matrice par rapport aux fibres est prépondérante, ce qui entraîne le délaminage des plis. Si la sollicitation continue, ces mécanismes d'endommagement se généralisent, menant à la rupture des fibres signifiant la rupture du stratifié [50].

○ Cas des renforts tissés 2D

On désigne un renfort tissu comme l'entrecroisement perpendiculaire de fils de chaines (sens 1) et de trames (sens 2) (figure 1.17a) [43], [52]. L'obtention d'un tissu, ici une « toile » représentée à la figure 1.17a, nécessite l'utilisation d'un métier à tisser. Dans la suite des travaux, nous utiliserons des machines armurées possédant des cadres (présenté figure 1.18a).

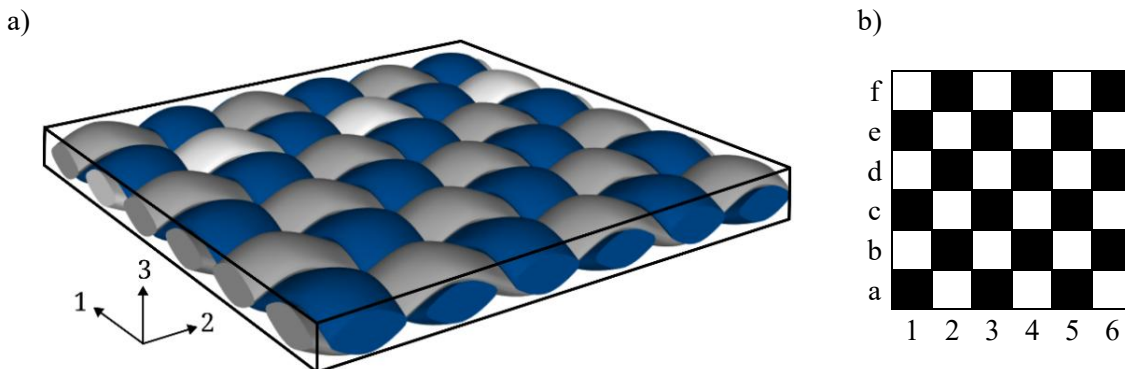


Figure 1.17 : Représentation d'un tissu type toile (a) et de son armure (b).

Les fils de chaîne provenant de l'ensouple sont « rentrés » dans les œillets des lisses des cadres de la machine à tisser. Cette étape de rentrage permet de relier les fils de chaîne à un cadre pour les sélectionner pendant le tissage. En règle générale, plusieurs fils sont rentrés sur le même cadre, ainsi leur évolution au sein du tissu est la même. Dès lors qu'un cadre est sélectionné, les fils de chaînes liés

sont levés pour permettre l'ouverture de la « foule » (séparation des fils de chaîne en deux nappes distinctes). Le fil de trame est inséré entre les deux nappes de fils de chaîne grâce à des dispositifs divers (navette, lance, jet d'air ou d'eau) avant d'être amené au point de façure (point de formation du tissu) par le mouvement du peigne pour tasser le nouveau fil inséré (figure 1.18b). Une fois cette étape réalisée, les mécanismes de contrôle de cadre sont activés pour sélectionner de nouveaux cadres. L'évolution des fils constituant le tissu est piloté par l'armure, c'est-à-dire l'évolution minimale à renseigner pour décrire le motif souhaité. C'est ce qui est représenté dans la figure 1.17b à travers le « damier ». Une case noire (non vide) représente un fil de chaîne passant au-dessus d'un fil de trame en vue de dessus et une case blanche (vide) représente un fil de chaîne passant au-dessous d'un fil de trame [53], [52], [54].

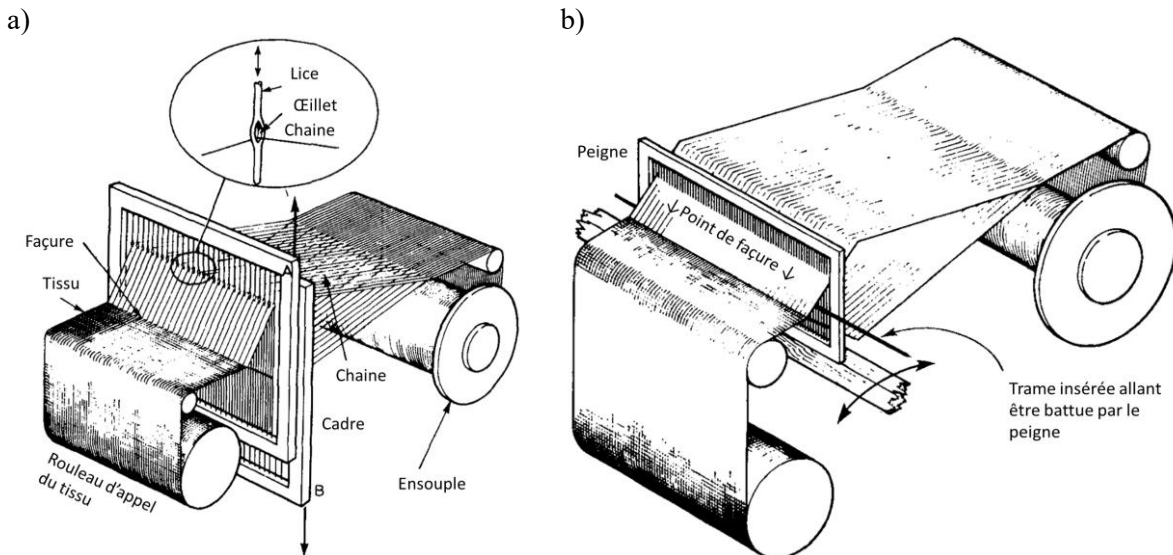


Figure 1.18 : Représentation schématique d'un métier à cadre (a) et étape de tassage (b). [52]

Pour une seule couche et si le tissu est équilibré (densité de fils équivalente en chaîne et trame avec points de liaes réguliers dans les deux sens), la résistance au cisaillement dans le plan (G_{12} de l'équation (1.10)) est améliorée, et il présente deux directions privilégiées équilibrées ($E1 \sim E2$). Ainsi, les renforts tissés constituent une solution répondant de façon satisfaisante aux sollicitations multiaxiales [52]. L'utilisation de renforts tissés permet d'atteindre une plus grande variété de comportements mécaniques grâce à l'armure choisie. Ce type de solution technique sera donc envisagé dans notre étude.

Comme le montre la figure 1.19a, la résistance d'un tissé aux sollicitations mécaniques uniaxiales reste néanmoins moins bonne que pour un unidirectionnel sollicité dans sa direction privilégiée. Cela s'explique par des concentrations de contraintes liées aux points de liage (passage d'un fil sous un autre) et aux procédés de fabrication. L'opération de tissage est « traumatisante » pour les fils qui peuvent être dégradés lors de leur passage dans différents organes de la machine à tisser [50], [55], [56]. La différence majeure de comportement des deux types de renforts présents dans la figure 1.19b est visualisée lors d'un essai en traction à 45° (en cisaillement plan). Les courbes sont similaires dans le domaine élastique mais divergent après environ 1% de déformation. Là où l'endommagement du stratifié de plis unidirectionnels orientés à $\pm 45^\circ$ va se traduire immédiatement par une fissuration longitudinale ou de décohésion fibre/matrice suivant l'orientation des fibres, puis par le délaminage et la rupture des fibres, le renfort tissé va de son côté davantage résister à la propagation de fissures longitudinales grâce à l'entrecroisement des fils de chaîne et de trame. Ces points de liage perturbent le trajet de la fissure et créent des zones riches en matrice pouvant servir de « pièges à fissures ». La résistance au délaminage est également accrue en raison du faible coefficient de Poisson du renfort, impliquant une faible striction et par conséquent moins d'efforts dans le sens de l'épaisseur [50].

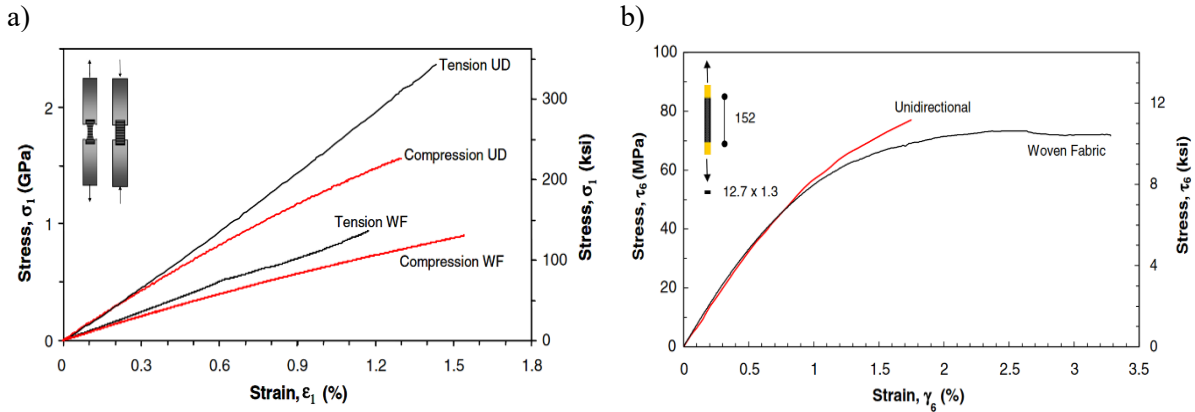


Figure 1.19 : Courbes contrainte-déformation jusqu'à la rupture composites carbone/époxy unidirectionnels et à armure satinée en traction et de compression dans le plan (a) et en cisaillement plan (b). [55]

Ainsi, en raison de leur architecture entrecroisée, les plis tissés 2D privilégient trois mécanismes de rupture principaux : la fissuration transversale, longitudinale et la rupture fibre [50].

- Les fissurations transversales sont parallèles à l'axe des fils dans l'épaisseur du toron. Elles sont initiées par la décohésion fibre/matrice locale. Leur propagation est cependant limitée par l'entrecroisement des torons rendant le chemin de fissuration tortueux,
- Les fissurations longitudinales sont intra-laminaires et internes aux torons. Elles sont initiées dans le toron, localement au niveau des points de liage dans chacun des fils de chaîne et trame,
- La rupture fibre est le dernier stade de l'endommagement. Elle intervient lorsque la densité de fissures transversales et longitudinales est trop importante. De cette rupture fibre peut résulter le déchaussement de morceaux de fils rompus de la matrice.

Dans le cas des sollicitations à $\pm 45^\circ$, la matrice gouverne le mode de rupture. Lors de la déformation, des zones de fissuration de la matrice vont apparaître et se propager le long des fils jusqu'au bord de l'éprouvette. Une fois atteint, les couches vont se délaminer en formant des bandes de fils jusqu'à leur rupture. Cette accumulation de dommages est à l'origine de l'apparition et du développement de la non-linéarité de la courbe de la figure 1.19b, non-linéarité qui est synonyme de dissipation d'énergie. A noter, pour le cas de compression d'une éprouvette à $\pm 45^\circ$, que des phénomènes de micro-flambement apparaissent généralement avant le délaminage.

Pour les cas de flexion et de compression dynamiques, dont l'impact d'un projectile sur une plaque peut être un exemple, différents modes de ruine peuvent entrer en compétition. La surface supérieure est sollicitée en compression, la surface inférieure est sollicitée en traction et la section au centre du stratifié est globalement cisailée. Les surfaces inférieures et supérieures sont les plus sollicitées et activeront en premier leurs modes de rupture en fissuration transverse et longitudinale [50], avant que le délaminage ne se développe dans les interfaces interlaminaires cisailées.

C'est dans ces cas de sollicitation de cisaillement que la matrice a une influence particulière. Lafarie-Frenot et al. [57] ont étudié le comportement de stratifiés d'UD de fibres de carbone orientées à $\pm 45^\circ$ avec deux résines différentes, l'une thermodurcissable (914) et l'autre thermoplastique (polyétheréthercétone, PEEK). La figure 1.20a représente la comparaison des courbes de contrainte en fonction de la déformation des éprouvettes.

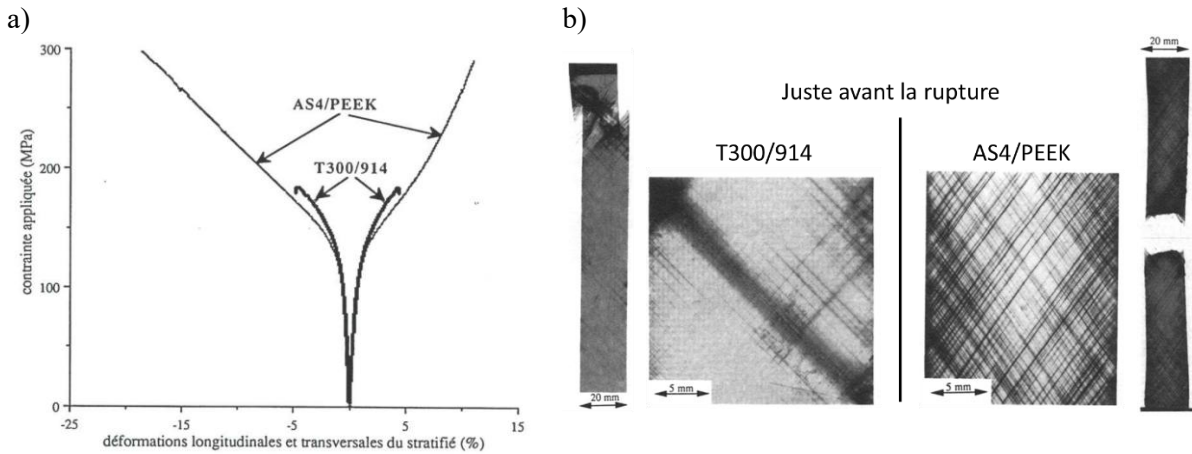


Figure 1.20 : Courbes expérimentales de contrainte-déformation pour un stratifié de carbone (± 45)_{2s} avec résine thermodurcissable (914) et thermoplastique (PEEK) (a), comparaison des radiographies X obtenues très près de la rupture et après la rupture (b). [57]

La déformation à rupture du composite à matrice thermoplastique est bien plus importante que celle du composite à matrice thermodurcissable, malgré une plage linéaire identique. Cette zone non-linéaire s'explique par l'endommagement diffus de la matrice thermoplastique. En effet, elle permet de mieux répartir les dommages en raison de sa capacité à plastifier et à se déformer avant rupture, permettant que plusieurs macro-fissures se forment plutôt qu'une seule fissure amenant à une rupture fragile dans le cas du thermodurcissable (figure 1.20b). Il apparaît par ailleurs que ce type de résine thermoplastique présente une sensibilité inférieure aux dommages en raison du nombre et de la taille des fissures relevées avant rupture de l'éprouvette. Ainsi, les matrices thermoplastiques semblent être de bonnes candidates pour dissiper l'énergie au cours de leur déformation, en particulier en cisaillement. Par conséquent, dans le contexte de développement de matériaux absorbants d'énergie, l'utilisation d'une matrice thermoplastique semble être un choix intéressant.

o Cas des renforts tissés 3D

En considérant le passage de l'unidirectionnel au tissu 2D pour améliorer le comportement multi-axial dans le plan, la technologie du tissage 3D a quant à elle été développée pour améliorer le comportement hors-plan (figure 1.21a) du composite.

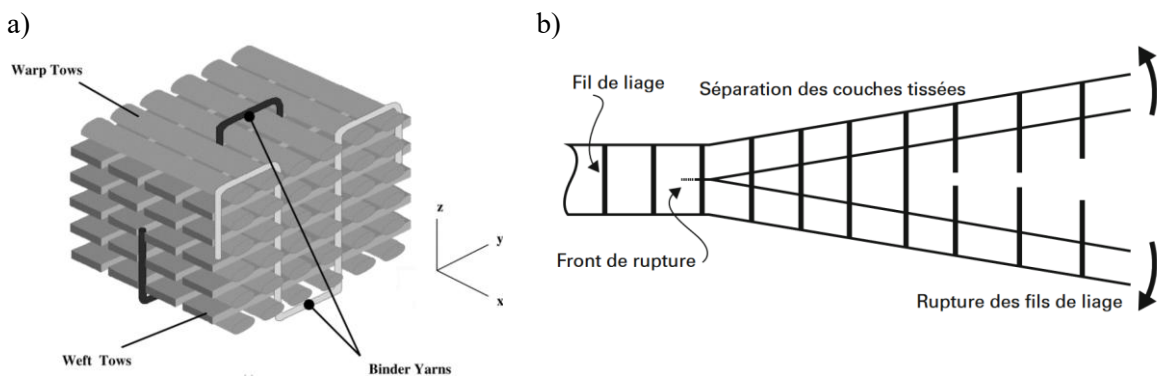


Figure 1.21 : Représentation schématique d'un tissé 3D (a) et explicitation de sa résistance en rupture en mode 1 (b). [43], [58]

L'une des problématiques majeures du stratifié (d'unidirectionnels ou de tissus) est celle du délaminage, c'est-à-dire la séparation des couches de l'empilement (en mode 1, sur la figure 1.21b). Le tissage 3D permet d'ajouter des fils de liage dans l'épaisseur aux fils de chaîne et trame déjà présents. Le renfort ainsi obtenu est épais et « solidaire » contrairement à un simple empilement de strates 2D [59].

Hart et al. [60] ont étudié la réponse à un impact basse vitesse de matériaux composites stratifiés tissés (armure toile) et d'un tissu 3D avec liage orthogonal (le fil de liage passe à travers le renfort comme représenté à la figure 1.21a). Le renfort est fait de fibres de verre et la matrice est une époxy, les deux composites ont une masse surfacique de 4,07 kg/m². L'essai d'impact se fait à iso-vitesse (3,43 m/s) avec des impacteurs hémisphériques allant de 4,34 à 12,79 kg. L'analyse des éprouvettes post-mortem montre une différence dans le mode de fissuration du composite à renfort 3D. L'aire délaminée et le volume endommagé sont réduits, en comparaison au stratifié tissé 2D. Cela s'explique par la présence de fils dans le sens de l'épaisseur, entravant le délaminage en créant un lien mécanique fort à travers l'épaisseur, limitant son expansion par la perturbation du trajet de la fissure. Néanmoins, le seuil d'apparition du délaminage (déterminé à travers la courbe force-déplacement du capteur relié à l'impacteur) n'est pas significativement affecté par le passage du 2D au 3D. La seconde conclusion de cette étude est que les endommagements dus au cisaillement (déterminé par le comptage de fissures transverses entre les angles de 30 à 60° par rapport aux fils de trame) ne semblent pas significativement affectés par le passage à l'architecture 3D. Encore une fois, le comportement en cisaillement est majoritairement dicté par la matrice et l'adhésion entre les fibres et la matrice.

Saha et al [61] ont étudié les performances à l'impact basse vitesse de deux matériaux composites à renfort de fibres de verre tissé 3D avec d'un côté une matrice thermodurcissable et de l'autre une thermoplastique. L'essai d'impact est un drop test d'une même masse de 5,101 kg à plusieurs vitesses (1,8 m/s à 6,2 m/s) sur une plaque de surface libre de 1251.165 mm². A faible vitesse (figure 1.22a), l'énergie cinétique de l'impacteur est d'une part absorbée/dissipée grâce aux premiers mécanismes d'endommagement. D'autre part, la plaque n'étant pas perforée, le reste de l'énergie est retransféré à l'impacteur sous forme d'énergie de rebond. Avec l'augmentation de la vitesse (figure 1.22b et c), la diminution rapide de la courbe d'effort pour la matrice thermodurcissable révèle les premiers endommagements subis par le composite. Il est à noter que les valeurs de la force maximale et du point de transition de l'endommagement sont supérieures pour le composite thermoplastique et que dans les deux configurations ces valeurs restent globalement constantes pour chacun des essais. A 100 Joules, la boucle formée par la courbe pour le composite à matrice thermodurcissable s'ouvre, signifiant la perforation de la plaque par l'impacteur ce qui n'est pas le cas pour le composite à matrice thermoplastique.

Contre-intuitivement, le composite à matrice thermodurcissable semble dissiper davantage d'énergie que le composite thermoplastique. Cela réside dans le fait que davantage d'endommagement est créé à travers la fissuration de la matrice au comportement fragile. Le seuil de transition des micro-dommages aux macros-dommages est plus faible de 27% pour le composite à matrice thermodurcissable. Ainsi, son énergie à rupture est diminuée (<100J ici) là où le composite à matrice thermoplastique peut encore « renvoyer » l'impacteur sans rompre complètement. L'aire délaminée pour les impacts à 50 et 75 J est environ 40 % inférieure pour le composite à matrice thermoplastique. L'empreinte de l'impacteur est environ deux fois moins profonde, ce qui laisse supposer une meilleure répartition de l'endommagement dans le composite à matrice thermoplastique (comme évoqué dans [57]) et ce même à travers l'épaisseur de la plaque. Ainsi, la ténacité du matériau utilisé comme matrice a une influence significative sur la sévérité des micro et macro dommages. Le caractère ductile de la matrice permet une absorption de l'énergie pour des impacts plus énergétiques. Suivant le même protocole expérimental, des essais d'impacts successifs ont été réalisés à des énergies de 30 et 50 J. Le constat est similaire, les plaques de composite thermoplastiques présentent un meilleur comportement à l'impact (pas de rupture constatée alors que la plaque de thermodurcissable a été perforée au 4^e impact à 50 J). Cela résulte encore une fois du caractère plastique de la matrice et d'une meilleure répartition des dommages. Au regard de ces résultats, il semble donc que l'utilisation d'un renfort tissé 3D permette un comportement à l'impact particulièrement intéressant en empêchant le délaminage et en évitant la perforation de la plaque. La combinaison renfort tissé 3D et matrice thermoplastique semble donc être un couple intéressant pour développer un composite maximisant l'absorption d'énergie.

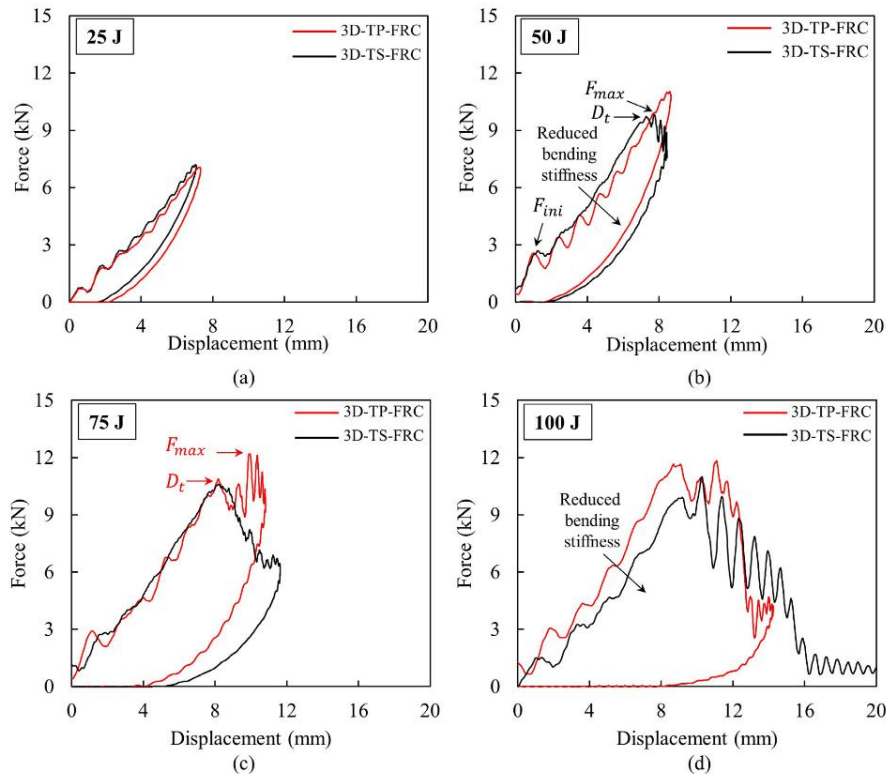


Figure 1.22 : Comparaison de la réponse à un impact unique à faible vitesse (courbes force-déplacement) de composites 3D thermoplastique et thermodurcissable à différentes énergies d'impact, (a) 25 J, (b) 50 J, (c) 75 J et (d) 100 J. Les couleurs rouge et noire représentent les courbes force-déplacement des composites 3D thermoplastique et thermodurcissable, respectivement. F_{max} , F_{ini} et D_t représentent respectivement la force maximale, la force d'initiation de la rupture et le point de transition de l'endommagement. [61]

Pour la conception de notre matériau alvéolaire absorbeur d'énergie, il semble qu'une matrice thermoplastique soit à privilégier en raison de sa meilleure capacité d'absorption d'énergie et de sa meilleure répartition de l'endommagement avant rupture, comparées à celles du thermodurcissable. En ce qui concerne le type de renfort, les tissés 3D semblent à privilégier en raison de leur meilleure résistance au délaminage en cas d'impact. Néanmoins, l'objectif étant de former un matériau cellulaire aux parois a priori minces, son emploi est difficilement envisageable en raison de la complexité du procédé de tissage que cela entrainerait. Par conséquent, une solution tissée 2D semble être, a minima, une solution plus facilement réalisable. Un assemblage de tissus 2D à travers un tissage multicouche pourra possiblement permettre d'obtenir une structure alvéolaire (en prenant un soin particulier au liage des couches).

1.5 Modélisation numérique des composites dans le cadre de calcul de structure

Les matériaux composites sont par essence complexes en raison de leurs inhomogénéité, orthotropie, asymétrie, de leur caractère endommageable aboutissant à des phénoménologies de rupture complexes. Par conséquent, lors de la modélisation d'un matériau composite, se posent naturellement de nombreuses questions concernant la loi de comportement à utiliser pour le décrire.

En fonction de l'objectif du calcul, les lois de comportement utilisées ne seront pas les mêmes. Pour ce qui est du dimensionnement de structures sous charges normales, une loi linéaire élastique peut suffire. En revanche, pour les situations accidentelles, en plus de la zone élastique, les phénomènes anélastiques (non-linéarités, endommagement, effets dynamiques et rupture) sont à considérer. Ultiment, l'objectif de ce type de modélisation sera de prédire la quantité d'énergie dissipée par ces mécanismes anélastiques.

Communément, pour les matériaux métalliques, les lois de comportement de type Johnson-Cook sont largement utilisées pour les calculs de crash ou d'impact. Ces dernières permettent de prendre en compte les comportements élasto-visco-plastiques des métaux, dans les secteurs automobile, ferroviaire et aéronautique, car ce modèle permet de couvrir une assez large gamme de vitesses de déformation, et de prendre éventuellement en compte l'endommagement ductile, et des effets de température [62].

Pour les matériaux composites (en particulier, à matrice organique, comme c'est le cas dans ces travaux), la modélisation est plus délicate en raison de la limite de l'hypothèse d'endommagement diffus qui sous-tend beaucoup de modèles (et permet de justifier de rester le cadre de la mécanique des milieux continus), ainsi que des questions de dépendance à la vitesse de déformation ou à la température qui restent encore mal appréhendées. Une autre difficulté, et une explication à cela, réside également dans la beaucoup plus grande complexité des essais à mettre en place pour étudier leur comportement.

Ainsi, l'ONERA a par exemple développé des lois de comportement sur des bases phénoménologiques pour décrire le comportement quasi-statique des composites stratifiés constitués de plis unidirectionnels. Ces modèles, basés sur une approche hybride multi-échelle, ont été employés et comparés à d'autres, avec un réel succès, à l'occasion du World Wide Failure Exercises III, [63]. La stratégie sur laquelle repose le développement de ces modèles est présentée sur la figure 1.23. Plusieurs échelles sont considérées pour permettre le passage de la première - macroscopique (le stratifié) à la seconde - mésoscopique (le pli unidirectionnel), en admettant l'existence à cette échelle mésoscopique d'un VER (homogénéisable) constitué de torons de renforts fibreux noyés continûment dans une résine. Il est possible de se limiter à ces deux échelles : le comportement du stratifié est alors « hérité » du comportement de la somme des plis mésoscopiques par une méthode de changement d'échelle (la théorie des stratifiés comme discuté dans les travaux de Laurin [64]). Cette stratégie étant acceptée (et si on ne considère pas le délaminage, ce qui sera le cas dans ce travail), reste alors à caractériser et à modéliser le comportement homogénéisé du pli unidirectionnel seul.

Cette stratégie peut encore être enrichie en descendant d'une échelle, permettant de modéliser le comportement à l'échelle mésoscopique (le matériau homogénéisé) à partir de la description fine du matériau à l'échelle microscopique hétérogène (celle des torons, de la résine, et de leur interface).

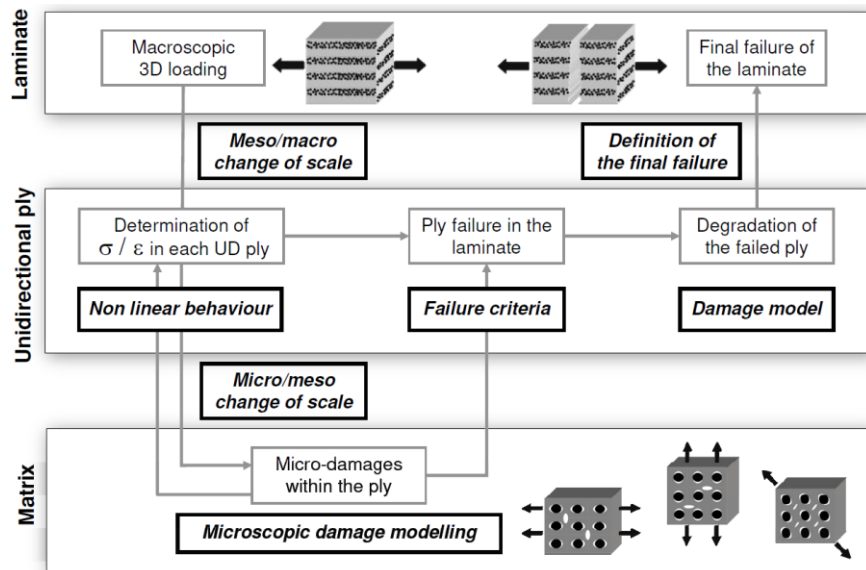


Figure 1.23 : Présentation de la philosophie générale de l'approche hybride multi-échelle de l'endommagement et de la rupture du modèle ONERA. [63]

Pour la partie élastique, aux échelles méso et micro, les phénomènes d'élasticité non-linéaire, de viscoélasticité et de contraintes résiduelles de cuisson peuvent être modélisés.

L'activation des phénomènes anélastiques peut être pilotée par différents critères : contraintes maximales, Puck et Schürmann [65], Hashin [66], etc. C'est l'option du critère de Hashin qui est retenue dans le modèle ONERA. Le mécanisme d'endommagement qui mène à la rupture du pli s'initie lorsque ce critère multiaxial sur les limites élastiques (dans le sens des fibres en traction et compression ainsi que dans le sens transverse en traction, cisaillement et compression) est atteint. La loi d'évolution de l'endommagement dans le pli repose classiquement sur l'introduction de variables d'endommagement dont la prise en compte permet de dégrader la matrice de souplesse du composite (tenseurs d'effets). La caractérisation des paramètres des lois d'évolution repose sur la mise en œuvre d'essais cyclés incrémentaux (charge croissante) qui permettent de déterminer la valeur des variables d'endommagement (qui pénalisent les modules élastiques du matériau), et leur évolution en fonction de la charge ou de la déformation appliquée.

La mise en œuvre de ce type de modèle est réputée plus lourde et coûteuse, en termes d'essais, que celle d'autres modèles plus empiriques. Ils sont par ailleurs principalement utilisés pour étudier la réponse des composites aux sollicitations quasi-statiques, et en cours de développement pour les cas dynamiques, la réalisation des essais nécessaires à leur caractérisation sous sollicitation dynamique posant de nombreuses questions et difficultés expérimentales.

Or, au-delà du régime viscoélastique pris en compte dans les modèles ONERA, dans le domaine de sollicitation qualifié de dynamique (en regard de la vitesse de déformation), des dépendances à la vitesse de certains des matériaux constituant les composites organiques d'intérêt, et des plis composites eux-mêmes, sont régulièrement mis en évidence, comme le montrent les courbes de résistance en tractions de différentes fibres techniques en fonction de la vitesse de sollicitation représentées à la figure 1.24a [67]. En général, les paramètres caractéristiques des matériaux (modules, limites élastiques, limites à rupture) ont tendance à croître avec l'augmentation de la vitesse de déformation. Les matrices (ici organiques) sont également sensibles aux effets de vitesse, comme le montrent les figure 1.24b et c pour une résine époxy [68] et pour une résine polypropylène [69].

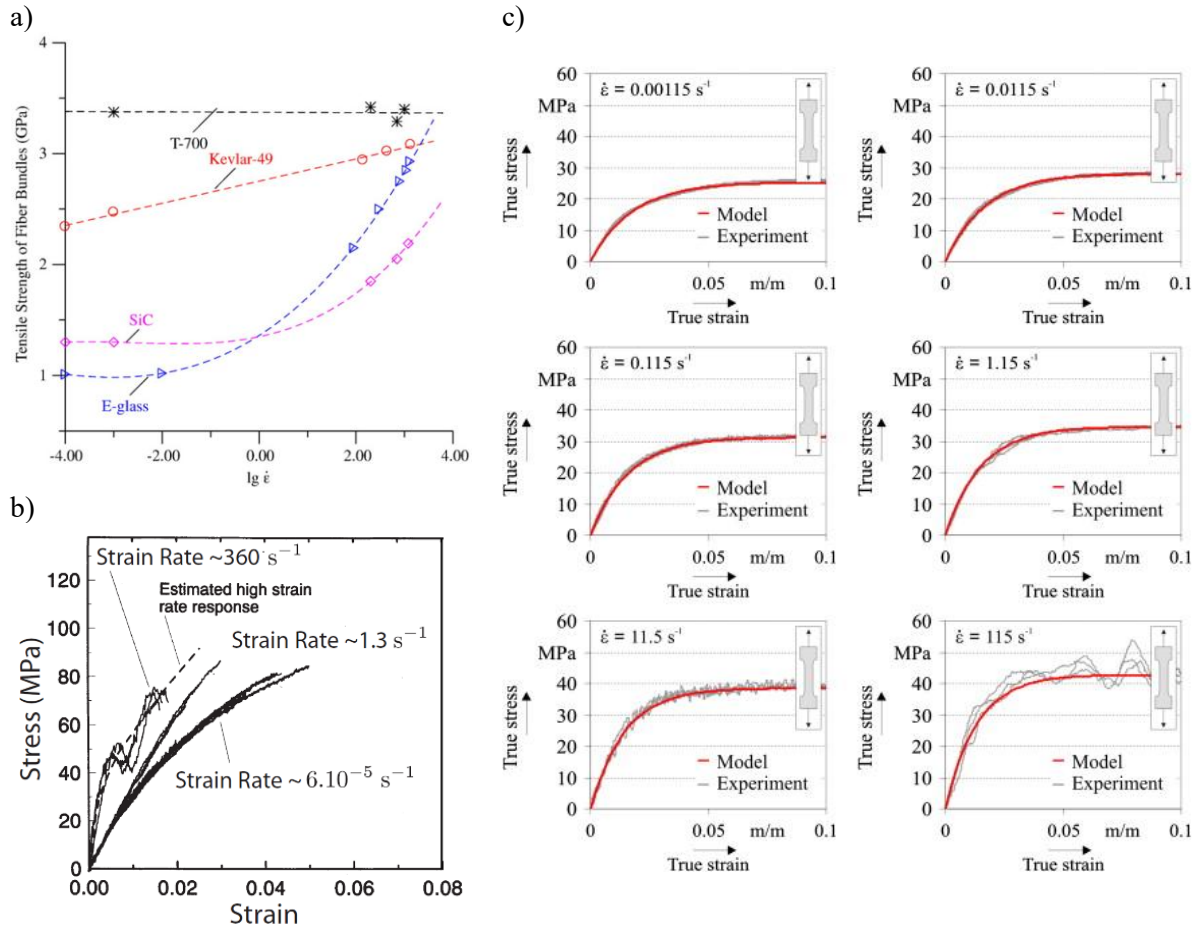


Figure 1.24 : Résistance en tractions de différentes fibres techniques en fonction de la vitesse de sollicitation (a), courbes contrainte-déformation à différentes vitesses de déformation pour une résine époxy (b) et polypropylène (c). [67] [68] [69]

Quand bien même les fibres constitutives (et donc les plis orientés dans la direction de ces fibres) s'avèrent insensibles à la vitesse de déformation (pour les fibres de carbone par exemple), le comportement hors-axe, en particulier en cisaillement, n'est pas le même, comme remarqué et étudié dans les travaux de Berthe [70]. Ainsi, en cisaillement, les essais réalisés à l'ONERA sur un composite à renfort tissé 2D de carbone avec une résine époxy (G939/M18) montrent une augmentation très importante du module de cisaillement et de la contrainte maximale avec l'augmentation de la vitesse de sollicitation (figure 1.25a) [71]. Une fois les dépendances à la vitesse prises en compte pour les propriétés élastiques, le critère d'initiation de la rupture du pli est également modifié par les effets de vitesse comme montré par Daniel et al. [72], où la valeur du critère a tendance à augmenter avec la vitesse de sollicitation pour le composite carbone/époxy considéré (figure 1.25b).

Comme évoqué précédemment, la réalisation d'essais « cyclés » est nécessaire pour la modélisation de l'évolution de l'endommagement en dynamique. Les essais sont interrompus à chaque cycle pour pouvoir dissocier la réponse viscoélastique, de la partie purement endommageable du modèle que l'on cherche à identifier. Ces essais sont d'autant plus complexes que les vitesses de sollicitation visées sont élevées. Des protocoles spécifiques développés pour permettre de réaliser des cycles de chargements dynamiques sont présentés dans les travaux de Coussa [73] et Berton [74]. Il faut noter que l'instrumentation des essais est également un sujet d'étude.

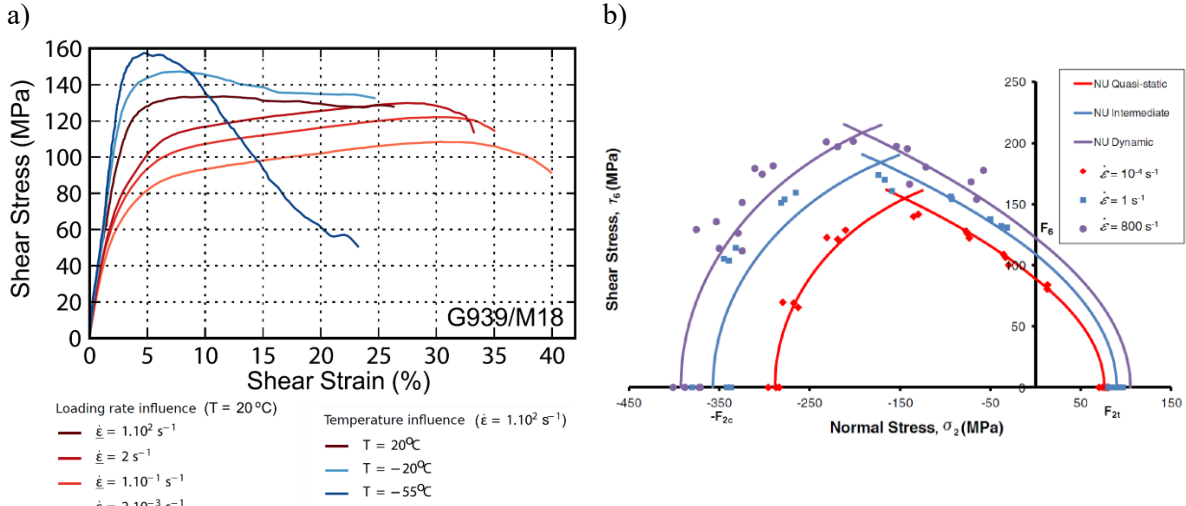


Figure 1.25 : Courbes contrainte-déformation pour des essais dynamiques sur un composite stratifié tissé 2D à différentes vitesses de sollicitation (a) et résultats expérimentaux pour un composite carbone/époxy à trois vitesses de déformation (b). [71] [72]

Le développement et la caractérisation de modèles phénoménologiques de comportement composite endommageable s'avère coûteux en termes de campagnes expérimentales. Il en va de même pour l'utilisation de ces modèles, en termes de coût de calculs en raison de leur complexité. Ceux-ci ne semblent donc pas vraiment adaptés pour le calcul de structures complexes. D'autres modèles semi-empiriques (moins élaborés donc moins coûteux) ont ainsi été développés par l'ONERA et d'autres équipes, pour décrire le comportement dynamique anélastique dissipatif des composites (à matrice organique), appliqués à l'étude de la réponse dynamique des structures en situation d'impact haute-énergie ou de crash.

Un exemple de ce type de modèle [75], est explicité ci-dessous. La partie élastique orthotrope du modèle (sans visco-élasticité) est classique (voir le début du chapitre). C'est la formulation de Tsai-Wu qui est ensuite utilisée pour définir l'enveloppe limite de comportement élastique du matériau, point de départ de la description du régime anélastique du matériau. Certains coefficients supplémentaires peuvent être introduits (c'est le cas dans le modèle ONERA), pour tenter d'améliorer la prise en compte de certains mécanismes « non linéaires », hors endommagement, comme par exemple le micro-flambement des fibres dans un pli en compression, etc. [76].

L'équation (1.11) ci-dessous présente une version simplifiée (formulation plane 2D) du critère de Tsai-Wu utilisé dans un modèle ONERA.

$$\begin{aligned}
 F(\sigma) &= F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{44}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \\
 \text{Avec } F_1 &= -\frac{1}{\sigma_{1y}^c} + \frac{1}{\sigma_{1y}^t} & F_{22} &= \frac{1}{\sigma_{2y}^c\sigma_{2y}^t} \\
 F_2 &= -\frac{1}{\sigma_{2y}^c} + \frac{1}{\sigma_{2y}^t} & F_{44} &= \frac{1}{\sigma_{12y}^c\sigma_{12y}^t} \\
 F_{11} &= \frac{1}{\sigma_{1y}^c\sigma_{1y}^t} & F_{12} &= -\frac{\alpha}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}
 \end{aligned} \tag{1.11}$$

Les paramètres sont définis en fonction des limites d'élasticité du matériau dans les directions 1, 2 ou 12 (cisaillement) en compression et en traction (représentées avec un exposant t ou c) à travers les coefficients F, et α un coefficient permettant une « calibration » du coefficient F_{12} . Le critère peut être rendu dépendant à la vitesse de déformation à travers la relation de l'équation (1.12).

$$F_{ii}/F_{Dii} = 1 + C_i \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_i}{\dot{\varepsilon}_{i0}}\right) \quad (1.12)$$

Avec $\dot{\varepsilon}_i$ la vitesse de déformation, $\dot{\varepsilon}_{i0}$ une vitesse de déformation seuil d'activation des effets dynamiques, F_{ii} et F_{Dii} les paramètres statiques initiaux et dynamiques. L'enveloppe limite élastique du matériau une fois franchie, le comportement anélastique du pli est piloté par les modules tangents, qui sont ici fonctions du travail anélastique W_i décrit dans l'équation (1.13). Les paramètres B_i et m_i sont caractérisés par des essais statiques.

$$\begin{aligned} E_{iT}/E_{ii} &= 1 + B_i [W_i]^{m_i} \\ G_{ijT}/G_{ij} &= 1 + B_k [W_k]^{m_k}, \quad k = 9 - i - j \end{aligned} \quad (1.13)$$

L'identification des paramètres de ce modèle se fait à partir d'essais statiques et dynamiques réalisés dans plusieurs directions matérielles: 1, 2, 12 (et éventuellement dans l'épaisseur du pli, direction 3, pour la version 3D du modèle). Cette stratégie permet de décrire efficacement le comportement monotone jusqu'à rupture d'un pli composite (qui sera ensuite utilisé dans un élément de coque multicouche représentant un stratifié), en calibrant les paramètres du modèle à partir de données expérimentales (courbes contrainte-déformation) recueillies à partir de configurations élémentaires (éprouvettes « monodirectionnelles » en sens 1, 2 et 12).

Cette loi de comportement ayant été développée spécifiquement pour permettre la prédiction de l'énergie dissipée par le comportement anélastique des matériaux composites, c'est directement la variable W_i (travail anélastique) qui est utilisée pour piloter la partie non-linéaire du modèle de comportement. Ce modèle a ultérieurement fait l'objet d'un portage, dans une version améliorée, dans le solveur explicite Radioss® d'Altair, ce qui a permis d'optimiser son implémentation et le rendre plus efficace en termes de coûts de calcul, pour les simulations de crash et d'impacts [77].

Se tourner vers ce type de modèle semi-empirique pour modéliser le matériau composite mis au point pendant ces travaux de thèse semble assez logique, l'objectif sous-jacent de l'utilisation d'un tel modèle numérique dans ce cas étant d'évaluer l'énergie que dissiperait le matériau composite architecturé qui sera mis au point.

1.6 Conclusion

Cette revue bibliographique a permis de se familiariser avec les différents types d'impacts susceptibles d'intéresser dans le secteur aéronautique. Ils sont multiples et dans les cas qui nous intéressent ici, se traduisent par des événements brefs et très énergétiques (de l'ordre de plusieurs kJ). La vitesse moyenne de ces impacts est de l'ordre de 100 à 150 m/s : les effets dynamiques sont bien présents, mais ne sont pas aussi sévères que ceux étudiés dans un contexte balistique.

L'un des indicateurs utilisé pour qualifier la performance d'une structure à absorber l'énergie est l'énergie absorbée spécifique (EAS). Dans le contexte aéronautique, l'EAS semble être de l'ordre de quelques J/g. Cette valeur peut être améliorée en utilisant des matériaux cellulaires, plus légers en raison de leur faible densité. De façon générale, un comportement de réponse en plateau d'effort par rapport à l'écrasement est recherché. Ce plateau doit être le plus haut et long possible. Ainsi, des études ont montré que des matériaux architecturés présentant un comportement ductile sont de bons candidats pour maximiser l'EAS.

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans le secteur aéronautique en raison de leurs propriétés spécifiques remarquables. Ces matériaux sont particulièrement versatiles car composés d'une matrice et d'un renfort fibreux, pouvant être de différentes natures, et orientés dans des directions privilégiées, à travers les procédés textiles utilisés. Pour la problématique d'absorption d'énergie à l'impact, l'utilisation d'un renfort en para-aramide est souvent envisagée en raison de sa contrainte à rupture élevée, et de sa déformation à rupture plus importante que celle d'autres fibres techniques (3 %). Pour ce qui est de la matrice, la famille des thermoplastiques permet d'atteindre de bons niveaux de contrainte à rupture tout en étant plus déformable que les thermodurcissables.

Le motif qui est réalisé avec le renfort fibreux permet aussi d'influencer le comportement mécanique du composite. Les composites constitués de plis unidirectionnels maximisent la qualité du composite, ainsi que ses propriétés mécaniques dans le sens des fils. Leur point faible est le comportement en cisaillement de la matrice et des interfaces entre plis. L'utilisation de renforts tissés 2D permet d'améliorer ce comportement en cisaillement dans le pli, et de dissiper ainsi plus d'énergie, en particulier lorsqu'ils sont imprégnés d'une matrice thermoplastique. Néanmoins, la nature stratifiée des composites ainsi réalisés se traduit par une susceptibilité au délaminage, qui peut être corrigée par le développement de renforts tissés 3D. La meilleure combinaison pour maximiser l'absorption d'énergie d'un matériau composite reposerait donc en théorie sur l'utilisation d'un renfort tissé 3D et d'une matrice thermoplastique.

Les matériaux « architecturés » constituent une autre famille de solutions déjà largement utilisée dans le domaine aéronautique. Le type le plus courant réside dans les structures sandwichs, qui sont constituées par assemblages de deux peaux de faibles épaisseurs associées à une âme en matériau alvéolaire ou « nid d'abeille ». Leur intérêt est de pouvoir constituer des panneaux très rigides en flexion, pour une masse très faible. Pour ce qui est de l'absorption d'énergie, la contribution de l'âme par rapport à celle des peaux dépendra du type d'impacteur considéré dimensionnant, perforant ou contendant (le cas qui intéresse ces travaux).

Enfin, d'autres travaux portant sur la problématique de l'absorption d'énergie en compression dans les matériaux, ont été menés plus récemment sur les matériaux architecturés auxétiques. Ces derniers présentent la propriété peu commune de se densifier lors d'un chargement en compression grâce, à leur structure interne particulière leur conférant un coefficient de Poisson négatif. Plusieurs architectures géométriques permettent d'arriver à ce résultat, dont l'hexagonale rentrante, bien documentée dans la littérature. Diverses études paramétriques ont été réalisées sur ce genre de structures, qui semblent avoir montré que pour absorber de l'énergie, un mode de déformation en compression « stable » était préférable. Cette stabilité est influencée par l'épaisseur des parois de la structure interne, leur disposition

(quinconce ou juxtaposition), ainsi que le nombre de cellules dans l'épaisseur comprimée. Ainsi, pour favoriser l'absorption d'énergie, il semble préférable d'utiliser des épaisseurs de parois millimétriques avec des structures en quinconce (ne dépassant pas 5 couches de cellules dans l'épaisseur) ou juxtaposées (sans limite de hauteur car inconditionnellement stable).

L'étude de ces solutions matérielles se révèle néanmoins assez délicate en raison de l'absence de protocoles d'essais et de mesures standardisés les concernant. Ainsi, la définition même de la notion de coefficient de Poisson, et la caractérisation de celui-ci, peuvent être questionnées et une attention particulière devra être apportée sur les aspects métrologiques et expérimentaux qui accompagneront cette recherche.

Au regard de la littérature, l'hypothèse est faite d'une éventuelle synergie entre les propriétés mécaniques à l'impact d'un composite à renfort fibreux et de l'effet de structure auxétique. L'objectif concret est de concevoir l'âme d'un panneau sandwich permettant une meilleure absorption d'énergie mécanique tout en limitant au maximum la masse totale de la structure.

Du point de vue de la simulation numérique, dont l'utilisation semble aujourd'hui incontournable dans de très nombreux travaux de recherche, tant elle permet de mieux appréhender et comprendre la réponse des objets mécaniques étudiés, un nombre important de modèles est développé pour décrire aussi finement que nécessaire le comportement mécanique des matériaux constitutifs de plus en plus variés et éventuellement complexes. Le matériau et la structure de la présente recherche étant originaux et la réponse recherchée étant de nature plus structurale que matérielle, l'utilisation de modèles phénoménologiques ne nous semble pas être la voie à emprunter dans un premier temps. Une modélisation de type semi-empirique nous semble plus adaptée pour étudier, dans un premier temps, la solution architecturée composite qui sera élaborée et testée dans cette thèse. Les travaux de modélisation s'attacheront par contre à permettre d'évaluer la possible sensibilité de la réponse mécanique de la solution architecturée à la vitesse de sollicitation, et à l'influence de celle-ci sur les performances de la structure composite, en termes d'auxétisme et d'absorption d'énergie.

Dans ce qui suit, les travaux de thèse s'articuleront en trois temps. Le premier vise à élaborer un composite à renfort fibreux présentant une structure interne de type auxétique dès la phase de fabrication de l'étoffe textile (et non par formage de plaques). Le second concerne la caractérisation mécanique du composite obtenu, pour différentes vitesses de sollicitation. Le dernier chapitre porte enfin sur la modélisation du composite, et la réalisation d'un plan d'expérience numérique qui vise à évaluer les performances potentielles de ce type d'architecture composite, au regard de la propriété d'auxétisme, et de la capacité d'absorption d'énergie.

Chapitre 2

Elaboration d'un renfort fibreux à géométrie hexagonale-rentrante dans l'épaisseur pour matériaux composites thermoplastiques

En tenant compte des principaux résultats précédents de l'étude bibliographique sur les architectures textiles et leurs propriétés spécifiques, nous pouvons nous interroger sur les technologies textiles permettant de reproduire des architectures fibreuses à propriété auxétique. Ainsi, nous proposons de retranscrire les principaux travaux de recherche ayant abouti à des solutions textiles composites fondées sur des technologies textiles adaptées et/ou des paramètres produits aboutissant à des designs textiles adaptés. Ce rapide état de l'art mettra en avant la « traduction » en solution textile de ces architectures auxétiques tout en tenant compte des contraintes technologiques des procédés textiles employés, ce qui répond principalement à un verrou technologique majeur.

A partir de ce rapide état de l'art et du chapitre bibliographique, nous verrons dans quelle mesure l'élaboration d'un composite à géométrie auxétique est le fruit d'une réflexion multi-échelle. Ces différentes échelles partiront de la fibre au composite final en passant par le fil et le tissu. Cette section présentera un cahier des charges du composite et de sa cellule élémentaire au regard des contraintes de production.

Finalement, la qualité de la géométrie de la structure composite sera évaluée au regard de la littérature présente dans le chapitre bibliographique. La qualité d'imprégnation suite à la thermocompression sera également évaluée qualitativement pour amorcer une première quantification des porosités, utiles pour les futurs aspects de modélisation numérique.

Organisation du chapitre :

2.1 Evaluation des solutions textiles auxétiques existantes.....	52
2.2 Approche multi-échelle pour la conception d'un composite à comportement auxétique	55
2.3 Elaboration à l'échelle du fil de la structure composite textile	57
2.4 Elaboration à l'échelle du tissu de la structure composite textile hexagonale rentrante dans l'épaisseur.....	64
2.5 Elaboration d'un protocole de consolidation à l'échelle du renfort composite 3D de la structure composite textile.....	73
2.6 Evaluation de la qualité de fabrication du renfort fibreux tissé 3D mis en forme et du composite thermoformé.....	76
2.7 Conclusion.....	82

2.1 Evaluation des solutions textiles auxétiques existantes

Différentes solutions textiles ont été étudiées dans la littérature pour obtenir un comportement auxétique. Ces recherches ont été majoritairement menées à deux échelles, celle de l'étoffe plane (2D) et celle du composite épais (3D).

2.1.A Solutions textiles 2D

Il est possible d'obtenir une étoffe auxétique par deux structures textiles distinctes. Pour un tricot, certaines géométries auxétiques de la littérature peuvent être reconstituées. Hu et al. [78] présentent des structures hexagonales rentrantes et rotatives à travers différentes contextures tricotées (définitions de l'entrelacement des fils pour amener au tricot). Certaines structures propres aux renforts fibreux comme les structures pliantes « Miura-ori » sont tricotables en jouant sur le déséquilibre des mailles d'endroit et d'envers (alternance de jersey avant et de jersey arrière par zones) et éventuellement des fils élastiques pour amplifier l'effet (figure 2.1a). Il s'agit d'utiliser la rétractation de l'étoffe après tricotage pour la déplier lors d'une sollicitation de traction dans le sens normal aux plis (figure 2.1b et c). Lors de la traction, le tricot se déplie et augmente sa dimension transversale. Ainsi, la courbe de l'évolution du coefficient de Poisson est traçable en fonction de la déformation axiale (figure 2.1d). L'effet négatif est prononcé au début de la courbe, pendant la phase de réalignement des fils, pour tendre vers le positif une fois ceux-ci complètement réalignés, ce qui démontre l'effet auxétique. Néanmoins, ce type de solution ne convient pas exactement à la problématique d'impact. En effet, l'âme du panneau sandwich que nous voulons mettre au point doit avoir un comportement auxétique pour une sollicitation en compression normale au plan, ce qui n'est pas le cas ici. De plus, les niveaux de déformations introduits par les renforts tricotés sont trop importants (de l'ordre de plus 100 %) au regard du domaine aéronautique. Par ailleurs, les composites à renfort tricoté avec contextures « simples » sont assez marginaux et ne sont pas encore utilisés dans un contexte aéronautique, spatial ou défense.

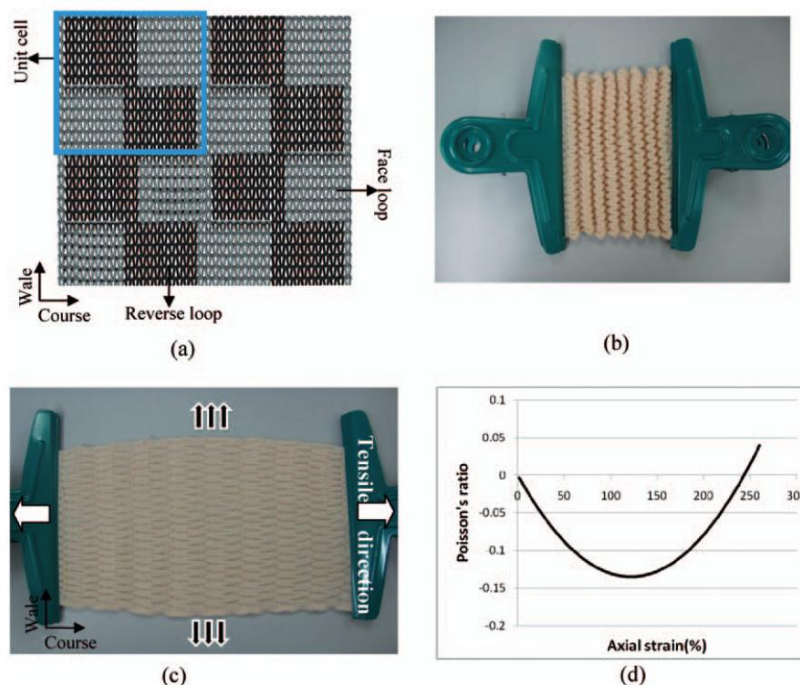


Figure 2.1 : Tricot auxétique « Miura-ori » formé par l'agencement de boucles de jersey avant et arrière dans des formes rectangulaires, Modèle de tricot (a), tricot à l'état libre (b), tricot à l'état étiré (c), coefficient de Poisson en fonction de la déformation (d). [78]

D'autres équipes de recherche, comme celles de Zulifqar et al. [79] et Kamrul et al. [80] ont introduit une architecture tissée dans le plan s'appuyant sur différentes armures dont les densités de liage sont différentes pour obtenir des zones avec diverses rigidités. Grâce au couplage de ces zones possédant différentes armures de liage et des fils de trame élastiques, une structure hexagonale rentrante est obtenue (figure 2.2). Comme pour le tricot, ce tissu est en quelque sorte précontraint par les fils élastiques et montre un caractère auxétique dans le plan en se dépliant en sens trame lorsqu'il est sollicité en traction en sens chaîne et inversement. Comme précédemment, cette solution ne permet pas de répondre à notre problématique d'impact car l'effet auxétique se situe principalement dans le plan du tissu et n'est atteint que pour des sollicitations de traction.

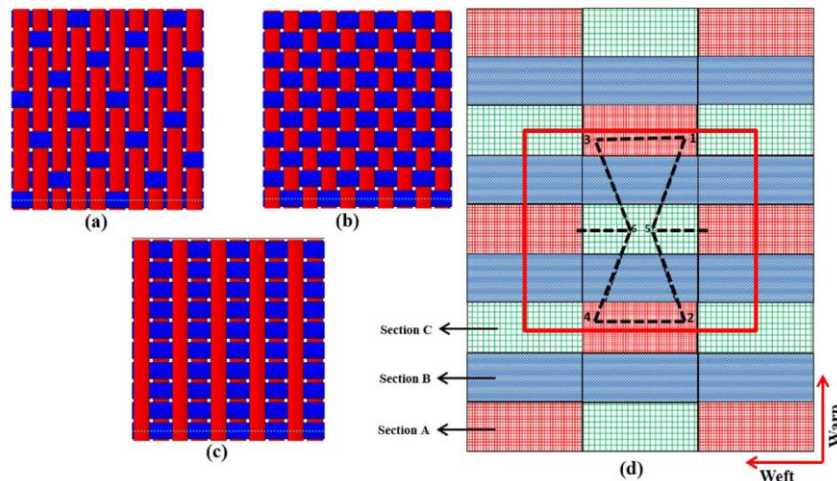


Figure 2.2 : Principe d'obtention d'un tissu à géométrie hexagonale rentrante dans le plan, à partir de trois armures, satin 5 à décochement de 3 (a), toile (b), sans liage (c) et leur disposition au sein du tissu (d). [79]

Il apparait ainsi que les solutions textiles permettant d'obtenir des étoffes auxétiques ne conviennent pas à notre problématique d'impact hors-plan. Pour avoir l'effet désiré, selon le cahier des charges demandé pour des solutions matériaux dans le cas d'une application aéronautique structurale, il semble intéressant de se tourner vers les solutions textiles à propriété hors plan impliquant les renforts fibreux 3D.

2.1.B Solutions textiles 3D

Plusieurs solutions de renforts et composites 3D auxétiques ont été envisagées dans la littérature. Ahmed et al. [81] montrent dans leur étude une augmentation de l'épaisseur d'un renfort tissé 3D interlock chaîne soumis à une sollicitation de traction dans le sens des fils de chaîne. Cela s'explique, pour ce type d'architecture, par la présence d'une consommation de fil plus importante pour les fils de liage qui vont s'aligner pendant la traction et « pousser » les autres fils vers l'extérieur du plan médian du tissu. Cela induit un déplacement hors plan et une augmentation de l'épaisseur du tissu 3D interlock chaîne.

Cette propriété semble généralisable à bon nombre de renforts tissés 3D interlocks chaînes mais un comportement de densification sous compression hors-plan ne semble pas aussi évident. Cela souligne bien la complexité et la diversité des mécanismes auxétiques atteignables en fonction du procédé de fabrication mais aussi en fonction du sens de la sollicitation appliquée. Ainsi, un renfort pourra montrer un comportement auxétique pour une direction de sollicitation particulière mais l'inverse n'est pas nécessairement assuré.

Des composites auxétiques en compression hors-plan ont néanmoins été étudiés par Jiang et al. [82] [83]. Le composite proposé est un stratifié $[0,90]_n$ dont les fils de polyester constituant les couches à 0° sont plus fins et moins rigides que les couches à 90° , constituées de tubes en ABS de diamètre et rigidité plus importants. Ces plis ont une faible densité de fils et les couches à 90° sont placées de façon à ce que les tubes ne soient pas directement les uns au-dessus des autres d'une couche à l'autre. Un espace

sur la couche inférieure permet le repli en forme d'hexagone rentrant comme représenté à la figure 2.3a. Lors d'un essai de compression, l'effet auxétique est visible sur les bords de l'échantillon (figure 2.3b). Ainsi, pour des taux de déformation très importants (50 %), le coefficient de Poisson atteint environ -0,1. Pour une sollicitation d'impact basse vitesse, les auteurs montrent que le composite auxétique permet un compromis entre l'amélioration des capacités d'absorption et les dégâts visibles sur l'échantillon après impact par rapport à la mousse seule ou à une architecture non auxétique.

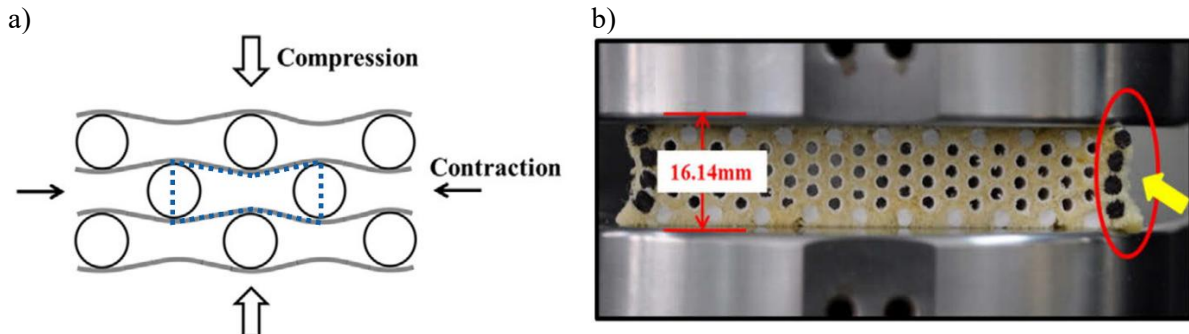


Figure 2.3 : Représentation schématique du principe de fonctionnement du stratifié auxétique (a) et la déformée lors d'une compression (b). [82]

Par ailleurs, des fils élastiques ont été ajoutés dans l'épaisseur du stratifié par Zhou et al. [84] [85] pour le précontraindre et ainsi obtenir un effet auxétique plus marqué, et pour des niveaux de déformations plus faibles (20 %).

Ces solutions, bien qu'intéressantes sont difficilement transposables dans le secteur aéronautique. Cela s'explique par la nature et qualité des matériaux utilisés mais aussi en raison des niveaux de déformation en jeu, très supérieurs aux standards aéronautiques. Ainsi nous devons développer une nouvelle architecture textile pour permettre l'obtention d'une structure hexagonale rentrante dans l'épaisseur. Cette architecture devra être tissable et transférable en matériau composite. L'objectif sous-jacent de ce composite est d'être utilisé comme âme de panneau sandwich.

2.2 Approche multi-échelle pour la conception d'un composite à comportement auxétique

Un matériau composite, par sa définition a « *la particularité de faire cohabiter plusieurs phases ne se mélangeant pas à l'intérieur du matériau* », est hautement versatile. Cependant, cette particularité ne s'arrête pas au niveau des constituants mais s'applique aussi à leur orientation dans l'espace comme décrit dans la section 3 du chapitre bibliographique. Un « cahier des charges » général définissant les conditions d'élaboration du matériau et qui répond aux attentes de la problématique d'impact doit regrouper les conditions suivantes :

- Présenter une architecture auxétique dans l'épaisseur,
- Être tissable,
- Être transposable en composite.

Techniquement, cela impose de répondre à plusieurs questions :

- Quelle architecture auxétique choisir ?
- Quel type de fibre choisir ?
- Quelle résine choisir ?
- Quelle évolution de fil choisir pour le tissu ?
- Quel moyen de consolidation pour le composite envisager ?

Par ailleurs, ces questions ne sont ni indépendantes ni disjointes, la compatibilité de la fibre et de la résine entre en jeu dans l'élaboration. En fonction du choix de la résine, le processus de consolidation pour le composite est affecté. De même, les « limitations » technologiques dues au tissage vont influencer sur le choix de la structure auxétique réalisée, au niveau de la cellule élémentaire mais aussi au niveau de son intégration au sein de la structure. Le problème devient rapidement multi-échelle et dépendant des procédés de fabrication. A l'échelle du fil, nous optons pour des multifilaments (constitués de monofilaments continus pour des raisons de performances mécaniques) de para-aramide pour leurs propriétés intéressantes à l'impact. A l'échelle de la structure tissée, nous avons opté une armure de type gaufrée pour sa facilité de mise en œuvre à l'échelle industrielle et sa capacité à se mettre en forme lors du procédé de thermocompression. Par ailleurs, sa géométrie spécifique permet d'obtenir une épaisseur hors-plan du tissu.

Les recherches bibliographiques du chapitre 1 permettent de répondre à certaines questions énoncées précédemment. Les fibres utilisées seront en para-aramide pour leurs bonne résistance, tenue à l'impact et masse volumique faible. En termes de résines, les thermoplastiques semblent être privilégiés mais la nature exacte reste à déterminer. Au niveau de la structure auxétique à réaliser, la structure hexagonale rentrante est la plus documentée, notamment pour les problématiques de « bird strike ». Par ailleurs, cette architecture semble être atteignable « textilement » parlant à travers l'armure gaufrée. La géométrie cible de la cellule élémentaire est représentée à la figure 2.4a. Elle présente une section hexagonale rentrante dans les plans XZ et YZ. En termes de dispositions des cellules au sein de la structure, les contraintes dues au procédé de tissage impliquent une disposition juxtaposée (représentée à la figure 2.4b). Cette disposition décrite par Arjunan et al. [27] permet de limiter le flambement d'une structure constituée de plusieurs couches au détriment de l'effet auxétique, moins prononcé. L'obtention d'une telle géométrie nécessite une définition précise du motif tissé pour l'élaboration du renfort fibreux mais également d'adapter le procédé de consolidation à cette architecture. Ici l'utilisation d'une matrice thermoplastique nécessite de travailler par injection ou par thermocompression.

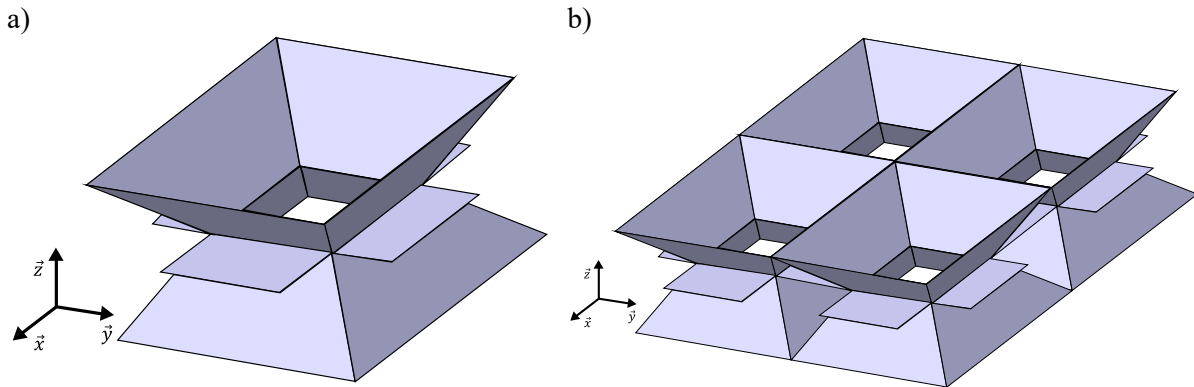


Figure 2.4 : Représentation de la cellule élémentaire cible pour le composite à géométrie hexagonale rentrante 3D (a) et agencement des cellules élémentaires pour une structure 2x2 (b).

Pour des raisons de coût lié à l'obtention d'un système moule-contre moule en acier usiné, un montage permettant de travailler par injection n'a pas été retenu. Par conséquent, la thermocompression est préférée. Elle nécessite cependant l'utilisation d'un moule adapté à la géométrie de l'armure du tissu (figure 2.5a et b). Cette étape de thermocompression fixe un certain nombre de paramètres décrits dans les sections suivantes, notamment les dimensions de la cellule unitaire (figure 2.5c).

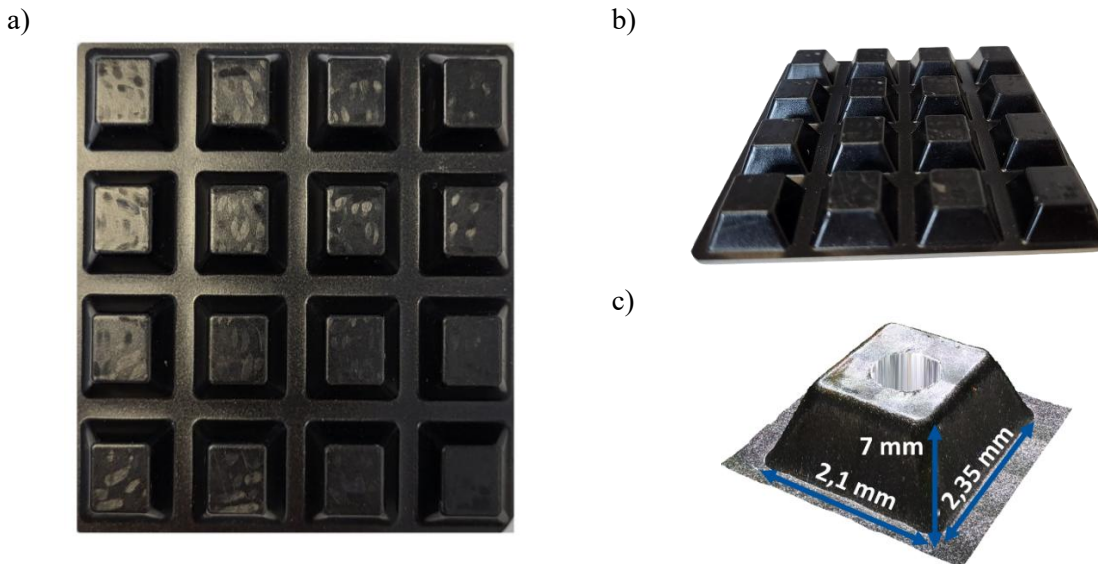


Figure 2.5 : Présentation de la moitié du moule utilisé, vue de face (a), de profil (b) et des dimensions à atteindre sur une seule alvéole.

2.3 Elaboration à l'échelle du fil de la structure composite textile

Dans cette section, l'accent est mis sur la détermination de la nature de la matrice et de son intégration au fil de para-aramide pour permettre la thermocompression du renfort tissé.

2.3.A Choix de la nature de la matrice thermoplastique utilisée

D'après l'étude menée par Xiao et al. [86] sur l'armure gaufrée qui sera utilisée pour réaliser le renfort, la hauteur du motif peut être déterminée par l'équation (2.1). Avec T la hauteur du motif en mm, m le demi-raccord en largeur et hauteur de l'armure (ici, avec les machines à tisser disponibles, $m=6$) et h_j et h_w le diamètre des fils de chaîne et de trame en mm.

$$T = (m + 1) \left(\frac{h_j + h_w}{2} \right) \quad (2.1)$$

Pour atteindre une hauteur de motif de 7 mm correspondant aux dimensions du moule de la figure 2.5, une première approximation consiste à utiliser des fils de chaîne et de trame d'un millimètre de diamètre. Un premier essai de tissage avec des fils de coton de diamètre 1 mm permet d'obtenir des structures tissées non consolidées d'une hauteur d'environ 7 à 10 mm (la mesure de la hauteur de la structure sur tissu sec est assez délicate en raison de sa forte déformabilité). Ce premier prototype étant jugé acceptable, le choix est fait de passer aux fils techniques.

Pour des fils synthétiques, le diamètre du fil peut être estimé théoriquement avec l'équation (2.2) en faisant l'hypothèse qu'il s'agit d'un monofilament ou d'une somme de monofilaments (sans vide entre les monofilaments) parfaitement cylindriques, droits et de diamètre constant. Dans cette équation, D est le diamètre du fil en mm, le titre en Tex (10^{-6} kg/m) et ρ masse volumique en g/cm^3 .

$$D = \sqrt{\frac{4 \times \text{Titre}}{\pi \times \rho}} \times 10^{-6} \quad (2.2)$$

Parmi les références commerciales existantes de fil de para-aramide, nous avons opté pour le para-aramide (Kevlar[®]29) avec un titre de 3300 dTex (masse volumique de $1,3 \text{ g/cm}^3$). En appliquant la formule de l'équation (2.2), cela correspond à un diamètre équivalent de 0,54 mm, soit environ la moitié du diamètre désiré. Pour obtenir un fil de diamètre plus élevé, une solution consiste à assembler des fils par retordage, opération qui consiste à tordre ensemble des fils entre eux. Le fil formé est un retord 2 bouts avec une torsion de 50 tr/m en sens Z. Le titre du fil est ensuite déterminé en prélevant et pesant 10 m de fil (norme ISO 2060:1994 [87]). Ici le titre du fil est de 6913 dtex soit un diamètre théorique de 0,78 mm selon l'équation (2.2). Le diamètre est plus important en réalité car des espaces persistent entre les monofilaments. Néanmoins, ce diamètre est suffisamment proche de celui des fils de coton utilisés précédemment pour poursuivre l'élaboration.

Maintenant que la nature et le diamètre des fils de renfort sont définis, un travail similaire pour la résine reste à faire. Dans un premier temps, la nature de la matrice thermoplastique doit être précisée. Dans la bibliographie, la résine Polyétheréthercétone (PEEK), considérée comme haute performance, est évoquée. Bandaru et al. [88] [89] ont étudié la viabilité des composites para-aramide /polypropylène (avec un agent de couplage) dans des situations d'impact basses et hautes vitesses. Il ressort de ces travaux que ces polymères pourraient servir de base de travail pour l'élaboration de notre composite et apportent un compromis en performance/coût tout à fait acceptable.

Plusieurs types de polymères ont néanmoins été envisagés pour la résine du composite. Un premier filtre de sélection a été défini pour une température de transition vitreuse inférieure à la température ambiante pour rester dans la zone caoutchoutique afin de favoriser la ductilité de la matrice. Ainsi, le

polypropylène (PP), le polypropylène greffé anhydride maléique (PP-g-Ma), le polyéthylène basse densité (PEBD) et le polyéthylène haute densité (PEHD) sont retenus comme matrice potentielle du composite. L'intérêt de greffer un groupement anhydride maléique au polypropylène est de créer une meilleure adhésion avec le para-aramide (Kevlar®29) [88] [90]. Il est à noter que ces polymères sont translucides, ce qui permet une observation des fibres après thermoformage.

Plusieurs méthodes existent pour qualifier l'adhésion entre une fibre et une matrice [51] [91] [92]. Cela passe par la mesure de certaines grandeurs. L'une d'elles étant la résistance au cisaillement de l'interface (RCI) qui caractérise la résistance au déchaussement d'un couple fibre/matrice. Cette résistance est déterminée par un essai de « pull-out » soit un essai de traction sur un monofilament dont une extrémité est emprise dans la matrice. A partir de l'effort nécessaire pour déchausser le filament de la matrice, la résistance de l'interface au cisaillement peut être déterminée.

Il a été décidé en première approche de réaliser des essais de « pull-out » sur un multifilament de para-aramide (Kevlar®29) de 3300 dtex (figure 2.6a), à la différence des essais sur monofilament privilégiés dans la littérature. La détermination de la contrainte interfaciale de cisaillement n'est pas possible en raison de la connaissance imprécise de la surface spécifique du fil en contact avec la résine. Ici, le multifilament est pris dans 2 cm de matrice thermoplastique dont les températures de thermocompression sont précisées dans le tableau 2.1, la pression de 20 bars est identique pour tous les polymères. Pour les essais, 4 échantillons de chaque nature sont évalués.

Tableau 2.1 : Paramètres de température de la presse chauffante pour la formation des éprouvettes de pull-out.

Nature du polymère	Température (°C)
Polypropylène (PP)	210
Polypropylène greffé anhydride maléique (PP-g-Ma) 100 %	210
Polyéthylène basse densité (PEBD)	150
Polyéthylène haute densité (PEHD)	150

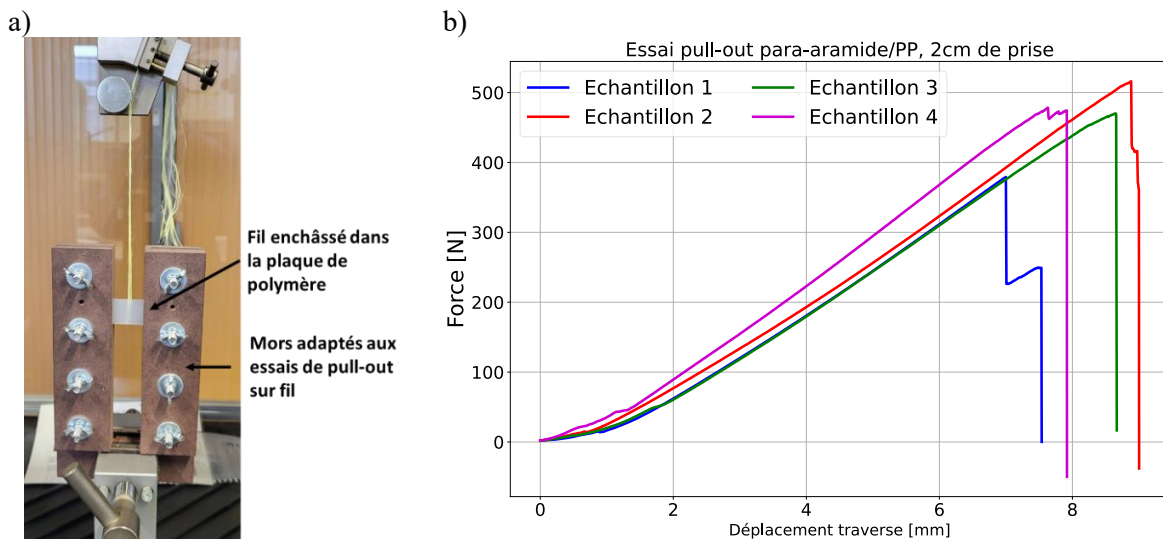


Figure 2.6 : Présentation du montage de pull-out utilisé (a) et courbes force-déplacement obtenues pour les éprouvettes para-aramide-PP avec 2 cm de prise (b).

La force nécessaire à la rupture d'adhésion entre le fil et la matrice peut constituer un premier critère intéressant à étudier (figure 2.6b). En effet, il permet d'estimer le comportement de l'adhésion avant éventuellement, de passer à des essais sur monofilament plus complexes à réaliser. Pendant les essais, notamment pour certaines éprouvettes de PP-g-Ma et PEHD, une rotation de la matrice dans le système de serrage a été constatée. Les résultats obtenus lors de ces essais sont représentés sous forme de

graphique de synthèse à la figure 2.7. Les grandeurs retenues sont ici la force maximale à rupture, fissuration de la matrice ou déchaussement ainsi que le déplacement relevé lors de l'événement.

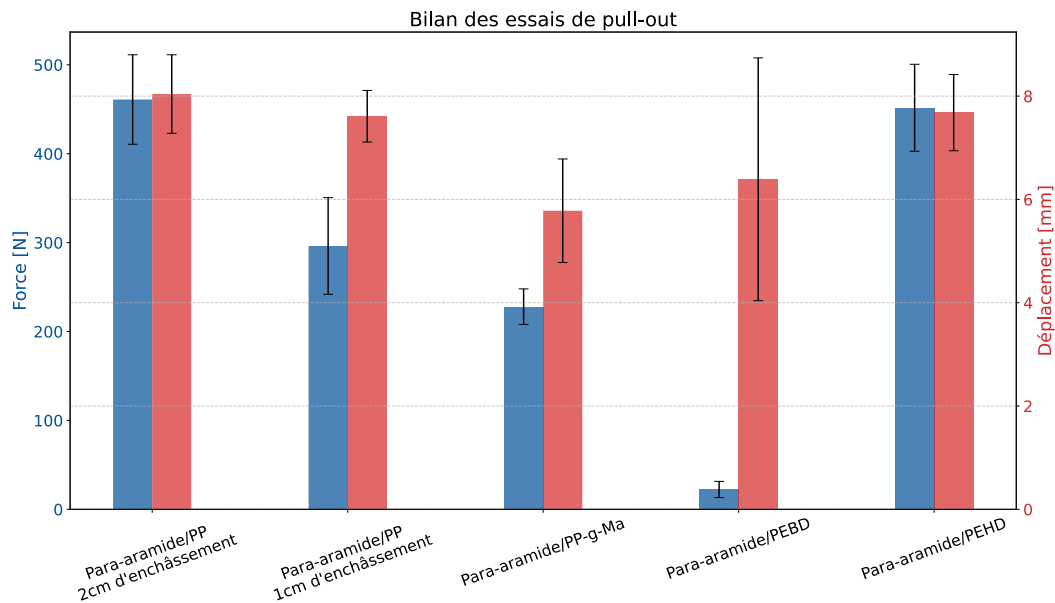


Figure 2.7 : Graphique récapitulatif des résultats d'essais de pull-out d'un multifilament de para-aramide (Kevlar®29) dans plusieurs polymères thermoplastiques.

En termes de comportement, ces essais ont permis de mettre en évidence une très faible adhésion entre le para-aramide (Kevlar®29) et le PEBD, le déchaussement est presque immédiat. Ainsi, ce polymère ne peut être retenu pour être la matrice du composite. Les éprouvettes avec le PP-g-Ma sont constituées à 100 % de polymère greffé, pour étudier un comportement franchement différent du PP vierge. Le résultat est néanmoins moins intéressant que le PP vierge en raison des plus faibles force et déplacement à rupture, possiblement à cause des rotations de l'éprouvette pendant l'essai. L'effet de l'ajout d'anhydride maléique ne semble pas permettre un meilleur comportement en termes de force et déplacement à rupture. De plus, il est relativement opaque et ne correspond donc pas vraiment à nos besoins pour l'étude. Pour les éprouvettes de PP vierge et de PEHD, le déchaussement n'a pas eu lieu, une rupture du fil est constatée dans les deux cas. Comme présenté dans les travaux de Huang et al. [91], la contrainte interfaciale de cisaillement sur monofilament peut être estimée à travers l'équation (2.3). Avec $\tau_{pull-out}$, le cisaillement interfacial obtenu par méthode de pull-out, F_{max} , la force maximale relevée, d_f le diamètre fibre et l la longueur de prise dans la matrice.

$$\tau_{pull-out} = \frac{F_{max}}{\pi d_f l} \quad (2.3)$$

Même si le modèle précédent s'applique à un monofilament, on peut extrapoler et faire l'hypothèse que la longueur de prise est trop importante pour permettre le déchaussement. Ainsi quatre éprouvettes de PP avec 1 cm d'enchâssement ont été réalisées dans le but de diminuer la valeur de la force maximale F_{max} pour ne pas aller jusqu'à la rupture du fil. Dans ce cas de figure, c'est la matrice qui rompt, et ailleurs qu'à l'interface avec le fil. Au regard de ces résultats, l'ensimage sur la surface des monofilaments présents dans les fils de para-aramide (Kevlar®29) permet une bonne adhésion avec le PEHD et le PP.

Le fil hybride para-aramide/PP est retenu pour être la matrice du composite en raison de sa meilleure qualité de fabrication (dispersion plus faible pour la force et le déplacement à rupture) et ses propriétés légèrement supérieures à celles du para-aramide /PEHD trouvées lors de ces essais de pull-out.

2.3.B Intégration de la matrice au composite par assemblage de fils

Le fil hybride para-aramide (Kevlar[®]29) /PP étant retenu, la problématique suivante est l'insertion de la résine dans le composite. La technique de thermoformage étant préférée à l'injection, il est nécessaire de trouver un moyen de mettre en présence les deux composants du composite avant l'étape de consolidation. Pour pouvoir inclure la matrice au plus près du renfort, l'utilisation de feuillets thermoplastiques n'est pas vraiment envisageable au vu de la géométrie désirée (figure 2.4b) : les « bosses » du moule servant à la mise en forme finale du composite sont trop nombreuses et d'angles trop vifs pour permettre une imprégnation correcte. Pour y remédier, le choix a été fait d'intégrer le polymère thermoplastique dès l'échelle du fil. La première étape consiste à filer le polypropylène (PPH 9069) pour passer des granulés à un multifilament. La première proposition est de se rapprocher des standards aéronautiques en visant un taux volumique de fibre de 70 %. Sur la base de cette valeur, nous pouvons déterminer le titre du fil de résine à réaliser. Le titre du fil de polypropylène est déterminé d'après l'équation (2.4) de façon à avoir un taux volumique de fibre de para-aramide de 70 % après thermocompression, soit un taux volumique de matrice de 30 %.

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{Vm} = \frac{T_{Mm}}{T_{Mm} + \left(\frac{\rho_f}{\rho_m}\right)(1 - T_{Mm})} \\ T_{Mm} = \frac{m_m}{m_f + m_m} = \frac{l_{pp} \times T_{pp}}{l_k \times T_k + l_{pp} \times T_{pp}} \end{array} \right. \quad (2.4)$$

Avec T_{Vm} le taux volumique de matrice (%), T_{Mm} le taux massique de matrice (%), ρ_f la masse volumique de la fibre de renfort, ici le para-aramide (g/cm^3), ρ_m la masse volumique de la matrice, ici le polypropylène (g/cm^3), m_m la masse de matrice (g), m_f la masse du renfort (g), l_{pp} la longueur de fil de matrice (km), l_k la longueur de fil de renfort (km), T_{pp} le titre du fil de matrice (Tex = g/km) et T_k le titre du fil de renfort (Tex).

En faisant l'hypothèse que la longueur des deux fils est égale ($l_k = l_{pp}$), on déduit l'équation (2.5).

$$\frac{T_{pp}}{T_k + T_{pp}} = \frac{T_{Vm} \left(\frac{\rho_f}{\rho_m}\right)}{1 - T_{Vm} \left(1 - \frac{\rho_f}{\rho_m}\right)} \quad (2.5)$$

Dans l'équation (2.5), l'ensemble des termes de droite est connu et vaut : $\rho_f = 1,44 \text{ g/cm}^3$, $\rho_m = 0,92 \text{ g/cm}^3$ et T_{Vm} fixé à 30 %.

De l'équation (2.5) peut être déduite l'équation (2.6):

$$T_{pp} = 0,66 T_k \quad (2.6)$$

Ainsi, le titre visé pour le fil de polypropylène est de 4562 dtex.

La machine de filage du GEMTEX (Machine de filage semi-industrielle Spinboy I de Busschaert Engineering (Nijverheidslaan, Belgique) est montée avec deux filières de 40 trous chacune, représentée en figure 2.8 avec la rampe de température de la vis d'extrusion et les vitesses de rotation des rouleaux utilisés. Le fil produit est donc un multifilament composé de 80 monofilaments de diamètre identique. Les paramètres de la machine de filage interviennent dans la relation de l'équation (2.7).

$$T_{pp} = \frac{\rho \times t \times V_p}{V_s} \times 10000 \quad (2.7)$$

Avec T_{pp} le titre de la somme des monofilaments de polypropylène (dTex), ρ la masse volumique du polymère fondu (g/cm^3), t le nombre de tours de la pompe volumétrique (usuellement 10~25 tr/min), V_p le volume de la pompe ($3,5 \text{ cm}^3/\text{tr}$) et V_s la vitesse du rouleau d'étirage (usuellement 100~500 m/min).

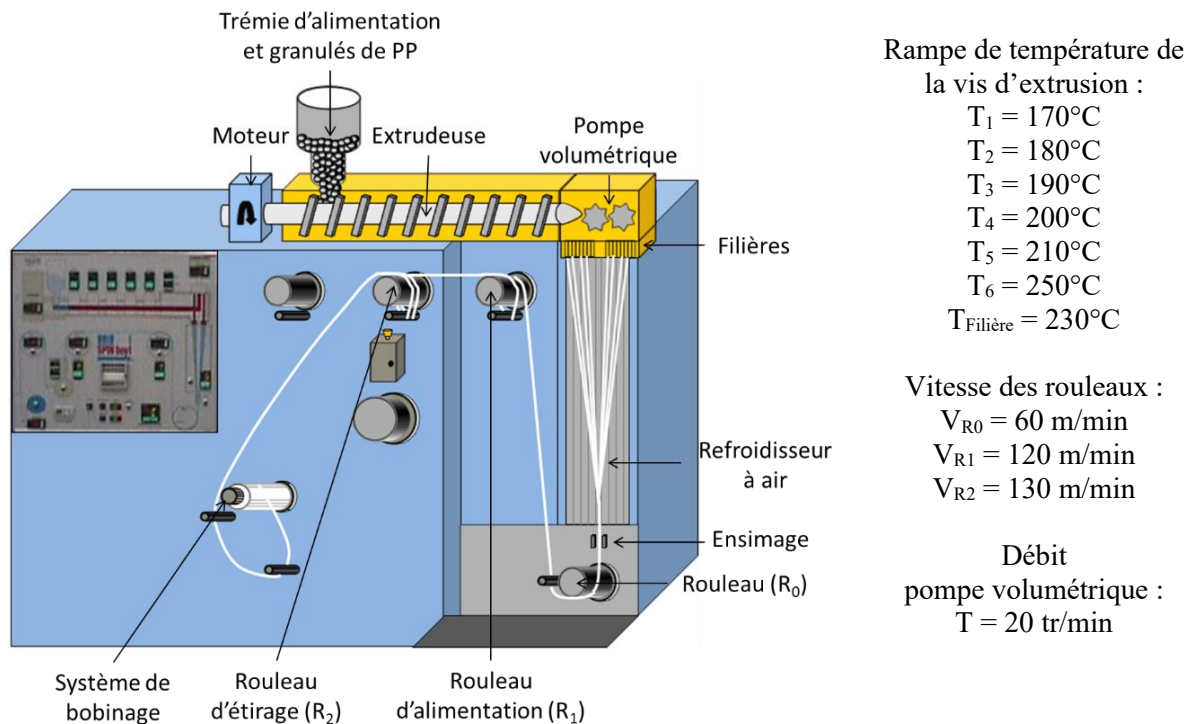


Figure 2.8 : Représentation de la machine de filage avec la rampe de température de la vis d'extrusion et les vitesses de rotation des rouleaux utilisés.

Les paramètres de réglage de la machine sont le débit d'entrée de matière et la vitesse du rouleau d'étirage. Pour se placer dans les ordres de grandeur usuels, on utilise $T = 20 \text{ tr/min}$ et $V_{R2} = 130 \text{ m/min}$.

Le titre du fil obtenu est de 4166 dtex soit 8 % de moins que le titre souhaité. Cela peut être expliqué par un étirage du fil sur la machine et des imprécisions dans le respect des consignes par l'asservissement de la machine. Ce titrage plus fin que voulu pourra potentiellement être compensé pendant l'assemblage des fils de para-aramide et de PP.

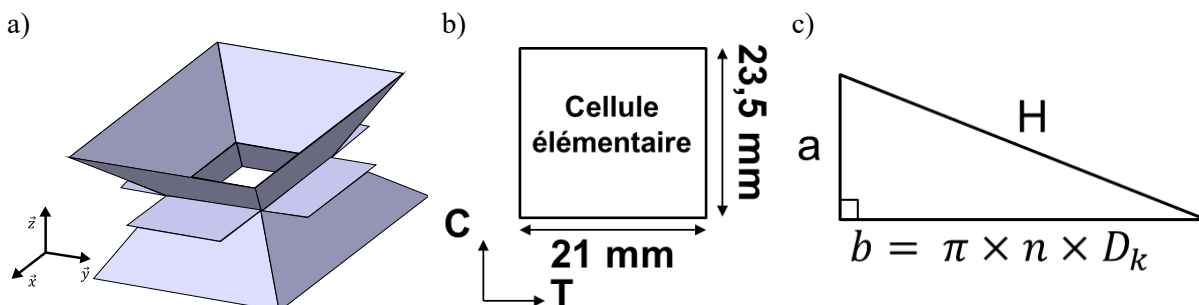


Figure 2.9 : Représentation de la cellule élémentaire idéalisée considérée pour le calcul (a), schéma explicatif de la consommation de fil estimée pour une cellule élémentaire (b) et représentation géométrique pour le calcul du nombre de spires pour le guipage (c).

Néanmoins, ce titre a été calculé pour un composite « classique », plat et non alvéolaire. Ici, l'armure gaufrée a une densité de fil faible et des zones de vide importantes dues à l'évolution des fils. Ainsi, l'évaluation du taux de matrice doit se faire différemment.

Une cellule élémentaire a été modélisée à l'échelle de façon à déterminer l'aire de la cellule (figure 2.9a), soit 1968mm². En faisant l'hypothèse que l'épaisseur est constante sur chacun des pans de la cellule, le volume est calculable. En prenant le diamètre d'un fil de para-aramide de 0,8 mm comme épaisseur, le volume de la cellule élémentaire est de 1574 mm³. Ce volume peut être divisé en volume de renfort et de matrice. Pour estimer le volume de fil, la longueur de fil consommée en chaîne et trame peut être considérée comme la dimension de la cellule élémentaire multipliée par le raccord en largeur et hauteur de l'armure (24x23,5+21x21=1005 mm) puis d'en calculer le volume en faisant l'hypothèse d'un cylindre parfait de diamètre 0,8 mm, soit 505 mm³. Ainsi, le volume de matrice est de 1069 mm³. La démarche inverse est faite pour déterminer la longueur des fils de polypropylène de 4166 dtex nécessaire pour occuper ce volume, soit 2356 mm. Théoriquement, cela donnerait un composite avec un taux volumique de fibre de 30 %, assez loin des standards aéronautiques pour le moment.

Pour obtenir le composite désiré, il faut faire en sorte d'assembler les deux fils. Le retordage n'est pas envisageable ici car la consommation des fils de PP et de para-aramide serait équivalente, or on voudrait un ratio volumique de 30/70. L'autre point négatif est l'ajout d'une ondulation au fil d'âme (figure 2.10a), or on le voudrait le plus rectiligne possible pour améliorer la qualité géométrique de la cellule du composite. Le guipage quant à lui permet d'enrouler hélicoïdalement des fils d'enveloppe autour d'un fil d'âme droit. Le nombre de spires est calculable à l'aide de la figure 2.9c et de l'équation (2.8) avec n le nombre de tours nécessaires pour enrouler le fil d'enveloppe autour de l'âme, H la longueur de para-aramide, a la longueur de PP et D_k le diamètre du fil de para-aramide.

$$n = \frac{\sqrt{H^2 - a^2}}{\pi \times D_k} \quad (2.8)$$

Proportionnellement, pour 1 m de fil assemblé, il faut 1 m d'âme para-aramide et 2,344 m de PP, ce qui représente un guipage à 846 tr/m pour un guipage simple. Cette valeur est bien trop importante pour être techniquement réalisable en raison du diamètre important du fil de PP qui nécessiterait plusieurs couches d'enroulement pour atteindre ces 846 tr/m. Ainsi, un guipage double est choisi, c'est-à-dire une âme et deux fils d'enveloppe enroulés hélicoïdalement dans deux sens différents (figure 2.10b). Outre le fait d'intégrer un nombre de tours par mètre théoriquement acceptable d'environ 300 tr/m, cette méthode permet une meilleure cohésion du fil. Elle s'explique par le blocage des deux fils d'enveloppe (limite la séparation entre le fil d'âme et l'enveloppe) et une couverture plus homogène de l'âme.

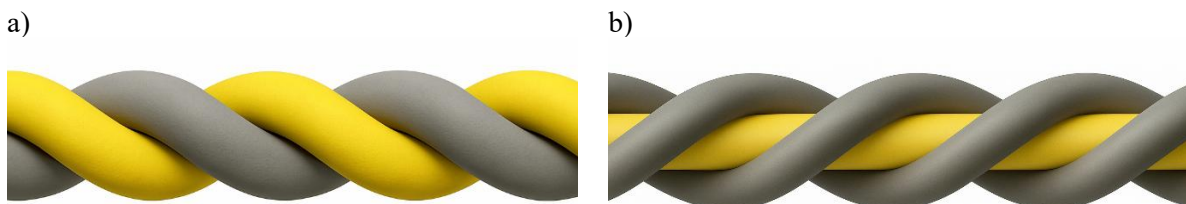


Figure 2.10 : Représentation du fil architecturé retordu (a) et guipé en double hélice (b).

Cette opération de guipage est réalisée sur la broche creuse disponible au GEMTEX (Fanta roc de Gualchieri e Gualchieri, Italie). Avec cette configuration, les 30 % de fibre sont atteignables en jouant sur le nombre de spires des deux fils de PP.

La configuration retenue finalement pour l'assemblage des fils est : deux fils de PP de 4166 dTex et deux fils de para-aramide de 3300 dTex sans torsion. Plusieurs essais ont été nécessaires pour trouver le bon réglage de la machine. La vérification est faite par le désassemblage du fil pour déterminer le taux volumique de fibre et de résine du fil assemblé. Plusieurs torsions (hélices 1&2) ont été testées pour

obtenir 30 % de taux volumique de fibre. Pour un jeu de paramètres testés, les deux composants sont pesés pour remonter à leur volume et au taux volumique qu'ils représentent avec les équations (2.9) et (2.10). Dans ces équations V désigne le volume du constituant (indice k pour Kevlar[®]29 et pp pour le polypropylène), m la masse du constituant et $M_{volumique}$ sa masse volumique. Lors de cette étape, une attention particulière est portée à l'observation du fil d'âme pour vérifier qu'il reste rectiligne et ne se torde pas.

$$V = m / M_{volumique} \quad (2.9)$$

$$T_{vf} = \frac{V_k}{V_k + V_{pp}} \quad (2.10)$$

Le titre de ce fil assemblé est de 1689 Tex. Le fil obtenu est très épais, environ 2 mm de diamètre mais la surépaisseur est vouée à fondre lors de la thermocompression pour imprégner le composite.

2.4 Elaboration à l'échelle du tissu de la structure composite textile hexagonale rentrante dans l'épaisseur.

Cette section s'intéresse en particulier au développement d'une armure textile permettant de former une géométrie hexagonale rentrante 3D, et sa réalisation avec les fils de la section précédente.

2.4.A Création de l'armure textile permettant la formation de la géométrie hexagonale rentrante 3D

La géométrie auxétique voulue doit être dans le plan pour fonctionner en réponse à un impact dans la direction de l'épaisseur. Cela implique la fabrication d'un renfort tissé « épais ». L'armure gaufrée permet d'obtenir un tissu épais et alvéolaire grâce à l'exploitation du déséquilibre dans le liage des fils de chaîne et de trame. Cet effet hors-plan se manifeste par la formation d'une pyramide tronquée dont la hauteur est normale au plan de formation du tissu (figure 2.11a). L'aspect pyramidal s'explique par la réduction successive des flottés (distance sans entrecroisement des fils) chaînes et trames avant leur ré-augmentation successive (figure 2.11b).

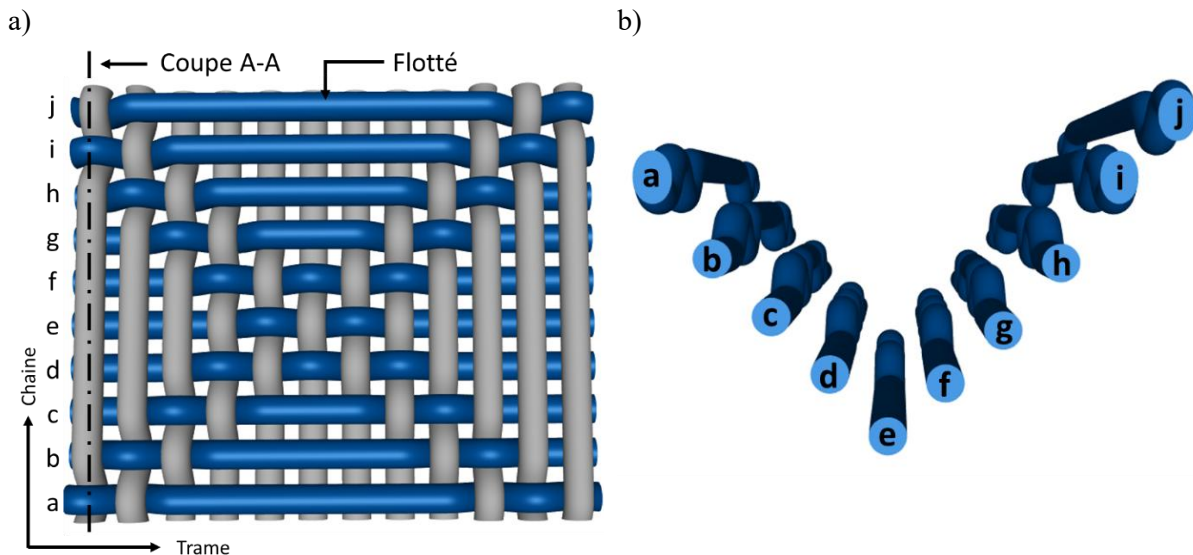


Figure 2.11 : Représentation de l'armure et effet de profondeur de l'armure gaufrée (a) et position des fils de trame pour un motif élémentaire sans fils de chaîne en vue de coupe A-A (b).

Un des verrous technologiques consiste à identifier les paramètres de l'armure gaufrée permettant de s'adapter à la géométrie du moule de la figure 2.5. Pour y arriver, l'équation (2.1) montre que deux leviers sont utilisables pour adapter la taille du tissu, le diamètre des fils et le raccord en largeur et hauteur du gaufré. Le raccord en largeur et hauteur d'une armure textile désigne le nombre de fils de chaîne et de trame (respectivement) nécessaires à la définition de l'armure.

Une campagne préalable de tissage a été réalisée avec des fils de coton d'environ 1 mm de diamètre pour trouver un raccord en largeur et hauteur permettant de se rapprocher des dimensions du moule. En supposant dans un premier temps que les raccords en largeur et hauteur sont identiques, plus ils augmentent plus l'effet hors-plan est prononcé et tend vers la taille du moule. Cependant, les machines à tisser armurés du GEMTEX (Métier à échantillonner PATRONIC à commande MAS de ARM, Suisse) ont un nombre maximum de 24 cadres. Deux couches de tissu gaufré sont nécessaires pour obtenir la géométrie hexagonale rentrante de la figure 2.4. Cela implique de travailler sur 12 cadres par couche ce qui limite le raccord en largeur à 12 pour l'armure, en considérant un rentrage suivi. Une armure de type gaufré sur 12 cadres est donc choisie comme base pour l'élaboration du renfort. Ainsi, deux couches doivent être tissées en parallèle et symétriquement, pour former les deux pyramides tronquées

constituant les deux moitiés. Cela ne suffit pas en l'état, il est en effet nécessaire de lier les deux couches entre elles pour former une géométrie de sablier d'un seul tenant.

Cette étape de création de l'armure finale repose sur le principe des tissus double face. La figure 2.12 décrit les quatre armures de base allant servir à constituer l'armure finale de type gaufré bicouche. Pour créer un tissu double face, il est nécessaire de diviser les fils de chaîne et trame en deux groupes. Selon les notations de la figure 2.12, les chaînes 1 et trame 1 forment la couche supérieure et les chaînes 2 et trame 2 forment la couche inférieure. Il est aussi possible de modifier ces couches en utilisant les « couches » formées par les liages entre les fils de chaîne 1 et de fils de trame 2 et les liages entre les fils de chaîne 2 et les fils de trame 1. Dans le cas présent, les couches supérieures et inférieures servent à former les deux couches de l'armure gaufrée en symétrique. En l'état, les deux couches sont séparées, or nous voulons les solidariser pour former la géométrie de sablier. C'est à cet effet que sont utilisées les « inter-couches » formées par les armures liant les fils de chaînes 2 et les fils de trame 1 ainsi que les fils de chaîne 1 et les fils de trame 2. Ces dernières permettent de créer des liens par trames inversées entre les deux couches de gaufré. La trame 1 crée des points de liage avec la chaîne 2 et la trame 2 crée des points de liage avec la chaîne 1 au centre de la forme de sablier. Les points de liage inter-couches sont placés au centre des motifs pour aligner les deux couches entre elles.

		Chaîne 1													Chaîne 2												
Trame 1	w	[Grid: Row 1, Col 1-23]													[Grid: Row 1, Col 2-24]												
	u	[Grid: Row 2, Col 1-23]													[Grid: Row 2, Col 2-24]												
	s	[Grid: Row 3, Col 1-23]													[Grid: Row 3, Col 2-24]												
	q	[Grid: Row 4, Col 1-23]													[Grid: Row 4, Col 2-24]												
	o	[Grid: Row 5, Col 1-23]													[Grid: Row 5, Col 2-24]												
	m	[Grid: Row 6, Col 1-23]													[Grid: Row 6, Col 2-24]												
	k	[Grid: Row 7, Col 1-23]													[Grid: Row 7, Col 2-24]												
	i	[Grid: Row 8, Col 1-23]													[Grid: Row 8, Col 2-24]												
	g	[Grid: Row 9, Col 1-23]													[Grid: Row 9, Col 2-24]												
	e	[Grid: Row 10, Col 1-23]													[Grid: Row 10, Col 2-24]												
c	[Grid: Row 11, Col 1-23]													[Grid: Row 11, Col 2-24]													
a	[Grid: Row 12, Col 1-23]													[Grid: Row 12, Col 2-24]													
		1 3 5 7 9 11 13 15 17 19 21 23													2 4 6 8 10 12 14 16 18 20 22 24												
Trame 2	x	[Grid: Row 13, Col 1-23]													[Grid: Row 13, Col 2-24]												
	v	[Grid: Row 14, Col 1-23]													[Grid: Row 14, Col 2-24]												
	t	[Grid: Row 15, Col 1-23]													[Grid: Row 15, Col 2-24]												
	r	[Grid: Row 16, Col 1-23]													[Grid: Row 16, Col 2-24]												
	p	[Grid: Row 17, Col 1-23]													[Grid: Row 17, Col 2-24]												
	n	[Grid: Row 18, Col 1-23]													[Grid: Row 18, Col 2-24]												
	l	[Grid: Row 19, Col 1-23]													[Grid: Row 19, Col 2-24]												
	j	[Grid: Row 20, Col 1-23]													[Grid: Row 20, Col 2-24]												
	h	[Grid: Row 21, Col 1-23]													[Grid: Row 21, Col 2-24]												
	f	[Grid: Row 22, Col 1-23]													[Grid: Row 22, Col 2-24]												
d	[Grid: Row 23, Col 1-23]													[Grid: Row 23, Col 2-24]													
b	[Grid: Row 24, Col 1-23]													[Grid: Row 24, Col 2-24]													
		1 3 5 7 9 11 13 15 17 19 21 23													2 4 6 8 10 12 14 16 18 20 22 24												

Figure 2.12 : Représentation de la grille de création du tissu double face permettant d'aboutir à une armure gaufré bicouche, les raccords en largeur et hauteur des armures de base sont de 12.

A partir de cette représentation « éclatée » et décomposée, l'armure du gaufré bicouche peut être déduite en assemblant les constituants de base, comme représenté à la figure 2.13.

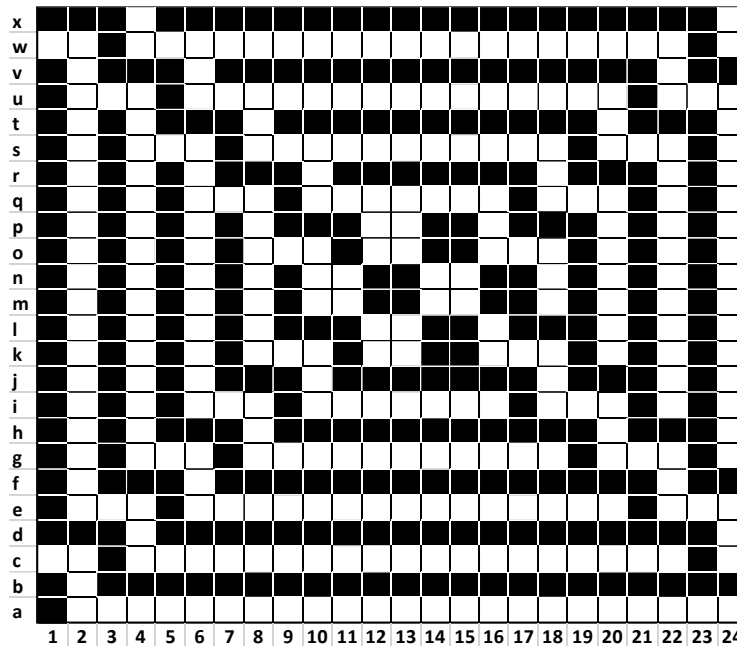


Figure 2.13: Représentation de l'armure gaufrée bicouche avec raccord en largeur et hauteur de 24.

La position des points de liage entre les deux couches est choisie de façon à interférer le moins possible avec la formation de l'effet hors-plan. Dans les couches de gaufré simple, les points de liage se rejoignent au centre du motif pour concentrer les contraintes lors du tissage et donner ce comportement hors-plan. Les liages entre les couches sont choisis pour être placés à proximité de ces points naturels et ainsi former la zone avec l'armure nattée 2x2 au centre de l'armure finale par analogie à la zone avec l'armure toile sur les gaufrés monocouches.

2.4.b Tissage du renfort en accord avec les dimensions du moule

Le prototypage des éprouvettes est réalisé sur les machines à tisser armurés ARM à 24 cadres du laboratoire GEMTEX. Pour la mise au point des paramètres de tissage, 96 fils de chaîne ont été rentrés pour tisser quatre cellules dans la largeur. Le plan de rentrage choisi est suivi. Par ailleurs, des fils traceurs de couleur orange ont été placés pour délimiter le haut du motif et le centre du sablier afin de permettre un contrôle lors de l'étape de tissage des dimensions réalisées.

Les fils de chaîne sont insérés régulièrement dans les broches du peigne de la machine à tisser et confirment la densité chaîne choisie (figure 2.14a). Pour cela, le nombre de dents/cm du peigne et l'embrochage correspondant au nombre de fils par broche (espace entre deux dents) doivent être définis.

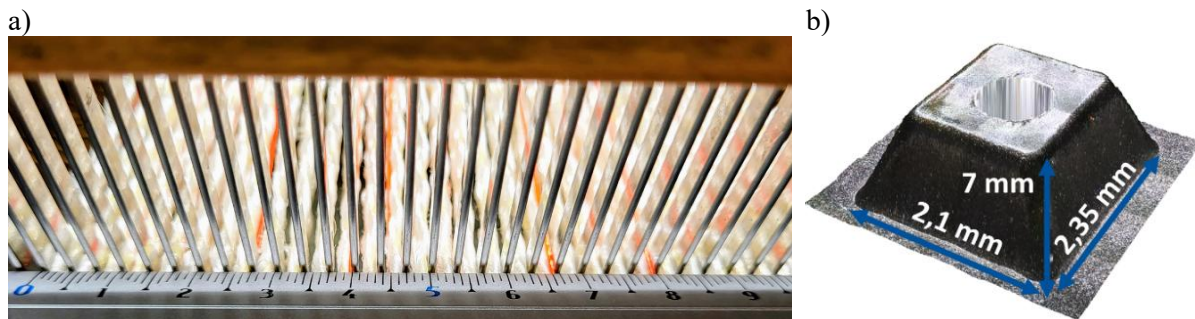


Figure 2.14 : Installation du peigne à 4 dents/cm (a) et rappel des dimensions du moule de thermoformage (b).

Pour atteindre les dimensions du moule (figure 2.14b), dans un premier temps, il a été décidé de produire un échantillon de 4x4 cellules. La longueur d'un côté est de 2,35 cm en sens trame soit un tissu de 9,4

cm de laize (largeur du tissu). Pour former une cellule, 24 fils de chaîne sont nécessaires, cela revient à avoir une densité de fils de chaîne de 10,2 fils/cm. Cependant, dans un premier temps, 12 fils/cm ont été utilisés car le diamètre des fils de chaîne guipés PP/para-aramide est plus important que celui des fils de coton employés pour évaluer la première faisabilité. Plusieurs combinaisons de densité de dents et d'embrochage sont possibles. L'embrochage doit être un multiple du raccord en largeur de l'armure pour avoir un nombre entier de dents dédié à un motif [93]. La densité de dents est donc calculée comme le quotient de la densité des fils de chaîne et de l'embrochage. Certaines des combinaisons possibles sont développées dans le tableau 2.2, l'espace théorique entre les dents est déterminé en considérant que l'épaisseur d'une dent est de 0,25 mm.

Tableau 2.2 : Options de piquage pour un raccord en largeur d'armure de 24.

	Densité de dents (dents/cm)	Embrochage (nb fil/dent)	Espace théorique entre les dents (mm)
Combinaison 1	3	4	4,625
Combinaison 2	4	3	3
Combinaison 3	6	2	1,7

Le fil étant de diamètre important, l'espace entre deux dents devient un critère déterminant car il doit être au moins égal à deux fois le diamètre des fils pour permettre le glissement des fils de chaîne pendant leur mouvement alternatif lors de l'étape de formation de la foule [94]. Par conséquent, la première combinaison a été retenue : 3 dents/cm et 4 fils/broche (figure 2.14a).

Les premiers essais de tissage avec les fils coton de 413 Tex ont permis de tisser une structure dont les dimensions étaient proches de celles du moule (le critère étant la capacité à positionner le moule entier dans les alvéoles du renfort). En raison de sa grande densité de fils de chaîne, le tissu possède une certaine rigidité hors plan lui permettant de maintenir l'architecture gaufrée 3D en forme. Cependant, l'utilisation de fils de para-aramide guipé (1689 Tex) plus épais (le diamètre du fil d'âme et celui des fils de coton 413 Tex sont équivalents), la longueur des motifs (sens chaîne) est trop importante (figure 2.15a) et la largeur (sens trame) est trop faible par rapport aux valeurs en largeur et longueur d'un motif gaufré du moule.

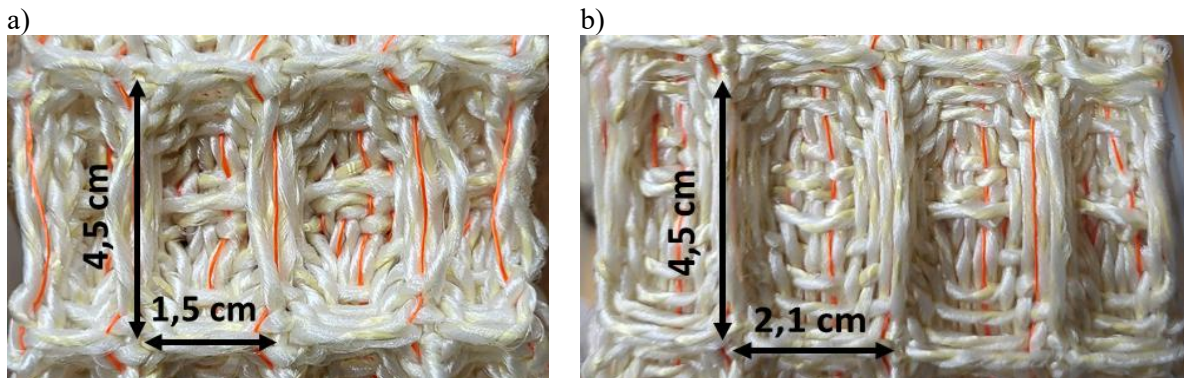


Figure 2.15 : Premier essai de tissage avec fils techniques avec une densité chaîne de 12 fils/cm (a) et tissage avec fils techniques après dédensification de la chaîne (densité chaîne de 9 fils/cm) (b).

Le premier problème à régler concerne la trop faible largeur des motifs et de la laize en général. En plus du diamètre important des fils de chaîne, le retrait de 18,75 % est important pour ce type d'armure (équation (2.11)). Dans un premier temps, une diminution de la densité des fils de chaîne a été proposée.

$$\text{Retrait (\%)} = \frac{L_{\text{tissé}} - L_{\text{peigne}}}{L_{\text{peigne}}} \times 100 = \frac{6.5 - 8}{8} \times 100 = 18.75 \% \quad (2.11)$$

En prenant en compte le retrait du tissu, la laize du tissu doit être de 10,33 cm. Partant de là, la nouvelle densité chaîne peut être déterminée. Quatre motifs doivent être formés dans la laize, ce qui revient à 9,3

fil de chaîne/cm. Le piquage est ainsi changé avec le même peigne (3 dents/cm) mais avec un embrochage de 3. Cela ne pose pas de problème car le raccord en largeur total du motif est un multiple de 3. En reprenant l'armure de la figure 2.13, le tissu de la figure 2.15b est formé. La diminution de la densité des fils de chaîne a permis d'obtenir une valeur de largeur adaptée à celle du moule pour les cellules centrales. Les cellules latérales des tissus présentés à la figure 2.15 subissent des effets de bords importants. Cela est dû à la tension du fil de trame ayant tendance à ramener les fils de chaîne situés les plus à l'extérieur du motif vers l'intérieur. Ces fils sont particulièrement sensibles à cet effet en raison du faible nombre de points de liage aux extrémités ne pouvant pas assurer la stabilité dimensionnelle du renfort.

Deux leviers d'action sont envisageables pour diminuer la longueur du motif (sens chaîne). Le premier consiste à utiliser en trame deux fils de para-aramide de 3300 dTex (le même que celui utilisé pour former le fil de chaîne guipé) pour avoir un tissu plus compact (figure 2.16a). Ces fils sont retordus à 50 tr/m pour faciliter sa manipulation pendant le tissage. Cela a pour effet de diminuer la longueur du motif d'environ 1 cm mais cela diminue aussi le taux volumique de matrice du composite. Le second levier consiste à ne pas insérer 6 fils de trame au milieu du motif (figure 2.16b). Cette solution implique également la diminution de la longueur du motif d'environ 1 cm, cependant les fils de trame permettant le liage entre les deux couches sont perdus.

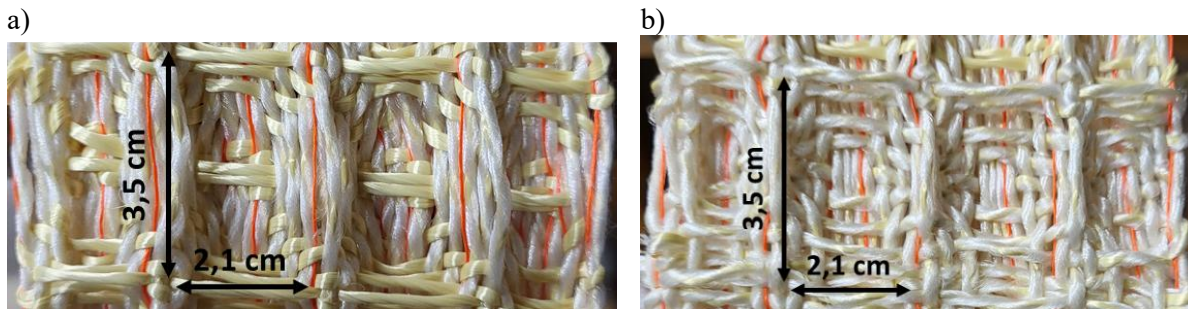


Figure 2.16 : Effets des leviers d'action de diminution de la longueur des motifs, trame 100 % para-aramide (a) et suppression de l'insertion de certains fils de trame (b).

Les deux leviers en combinaison ont été utilisés pour tisser un nouvel échantillon afin de vérifier l'éventuel effet cumulatif des deux solutions (figure 2.17) : l'accord entre les dimensions de la structure tissée et celles du moule est considéré comme satisfaisant vis-à-vis des dimensions du motif gaufré du moule.

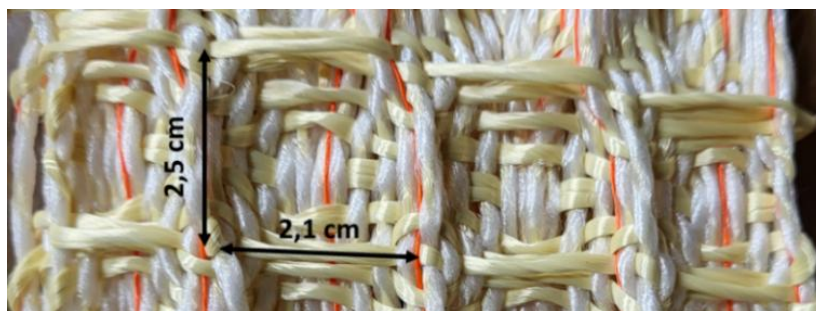


Figure 2.17 : Effets cumulatifs de l'utilisation de fils de trame 100 % para-aramide et saut de trame sur la longueur des motifs.

Cependant, cette solution nécessite une révision de l'armure de base pour assurer le liage entre les deux couches du tissu. Le taux volumique de fibre est plus important car seuls les fils de chaîne sont guipés de PP. Cela représente théoriquement 45 % d'après la méthode de calcul de la partie 2.3.B en considérant que seules les chaînes apportent du PP : 1005 mm de para-aramide sont toujours nécessaires à la formation d'une cellule mais seulement 1319 mm de PP sont inclus plutôt que 2356 mm ce qui représente 505 mm³ de para-aramide contre 598 mm³ de PP.

Afin de lier les deux couches du tissu, l'armure de base a été retravaillée pour supprimer des fils de trame et lier les couches. Les armures des tissus gaufrés chaîne1/trame1 et chaîne2/trame2 ont désormais un raccord en largeur de 12 et en longueur de 10 (figure 2.18).

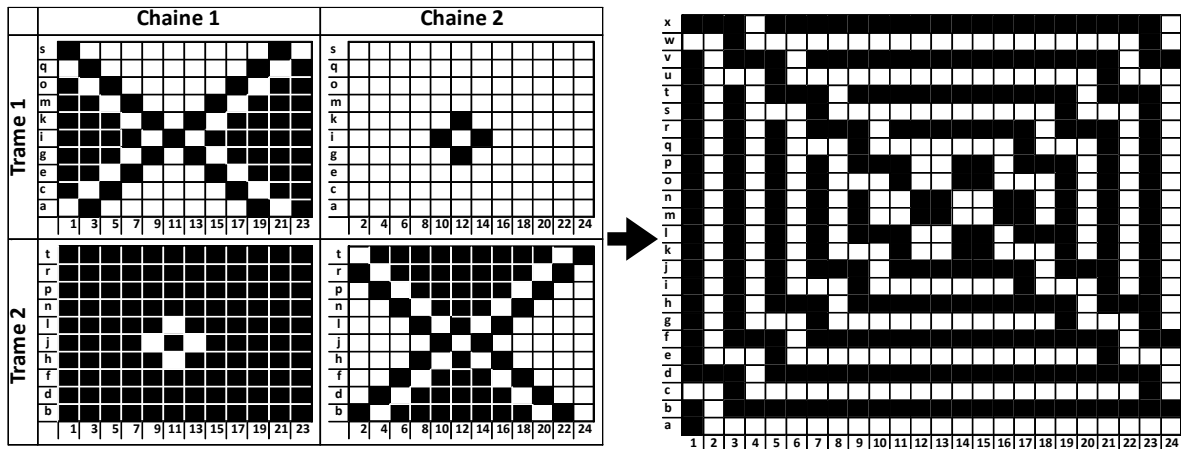


Figure 2.18 : Armure du gaufré bicouche retravaillée pour s'adapter aux dimensions du moule et maintenir le liage entre les couches. Raccord en largeur = 24 et raccord en hauteur = 20.

La modification de ces armures apporte un déséquilibre entre les proportions des fils de chaîne et trame avec un nombre de fils de trame réduit. La suppression des 6 fils de trame évoquée dans la section précédente ne peut pas être transférée au niveau du carton en maintenant la continuité du motif lors de la propagation au tissu. En effet, lors de la modification d'une telle armure, une attention particulière doit être accordée à la continuité du motif en sens chaîne et trame pour que l'effet se réplique dans le tissu sans que les cellules unitaires ne se gênent les unes les autres. Ainsi seules 4 trames ont pu être économisées. Il est aussi à noter que les points natté 2x2 sont conservés au centre des motifs comme pour les premiers essais de tissage. Cependant, comme le montre la figure 2.19, en partant des mêmes conditions initiales pour le tissage, l'armure et les fils utilisés, plusieurs tailles de motifs peuvent être obtenues en ajustant la tension appliquée sur les fils de trame lors de la fabrication du tissu.

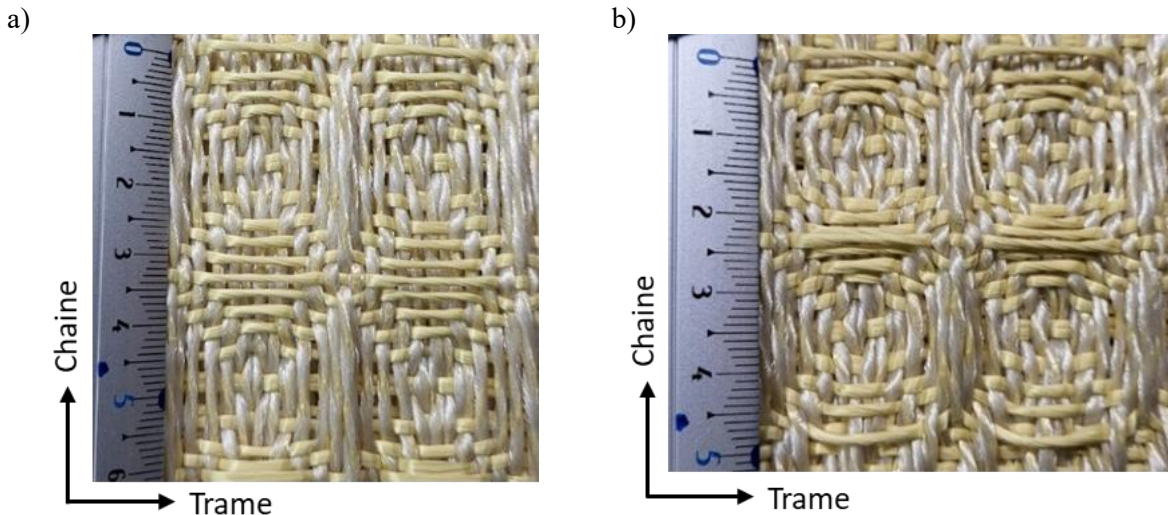


Figure 2.19 : Vues de face de l'armure tissée, fils de trame tendus (a) et fils de trame détendus (b).

La différence entre les deux configurations de tissage des structures présentées dans la figure 2.19 provient de la tension des fils de trame. La figure 2.19a est tissée en appliquant manuellement une tension importante sur le fil de trame après son insertion dans le tissu tandis que pour la figure 2.19b, la trame est simplement insérée et tendue par le seul passage de la navette. Le tissage est fait avec une force équivalente (manuelle donc difficilement quantifiable) pour limiter son effet et n'évaluer que l'influence de la tension des fils de trame. Pour qualifier la régularité du tissage et la quantité de défauts

introduits par ce type d'insertion trame, la tension des fils peut représenter un indicateur. Une première explication quant à cette différence d'aspect peut tenir au fait que la tension des fils de trame est trop élevée pour permettre un tassage efficace et pour limiter l'effet « escalier » de l'armure gaufrée. En insérant simplement la trame, la tension des fils de chaîne est bien supérieure à celle des trames ce qui la force à s'agencer de manière plus serrée au sein du tissu. Pour essayer d'expliquer ce phénomène sur la base de mesures physiques, la tension des fils a été déterminée.

La mesure de la tension des fils de trame est technologiquement très difficile à mettre en place en raison de l'espace disponible sur le support d'insertion, associé au mouvement aller-retour du fil de trame sur ce type de machine à tisser. La mesure de la tension des fils de chaîne est technologiquement possible en raison de l'espace disponible sur la machine à tisser et du caractère statique des fils de chaîne. Pour ce faire, trois tensiomètres (Schmidt® FS1-1000-422) ont été installés sur 3 fils de chaîne d'un même motif pour mesurer leur tension pendant le tissage. Ces fils sont choisis selon leur position dans le motif, le fil de chaîne le plus haut (le fil de chaîne numéro 1 dans l'armure de la figure 2.18), un fil de chaîne dans un plan de la structure (le fil de chaîne numéro 3 dans l'armure de la figure 2.18) et un fil de chaîne dans le fond de la pyramide tronquée (le fil de chaîne numéro 7 dans l'armure de la figure 2.18). Le montage des tensiomètres est présenté en figure 2.20. La mesure de la tension des fils de chaîne est effectuée par l'intermédiaire d'un capteur d'effort dans le tensiomètre. Le fil de chaîne passe entre 3 roues libres (figure 2.20b). Les roues aux extrémités sont fixes et la roue centrale est reliée au capteur d'effort.

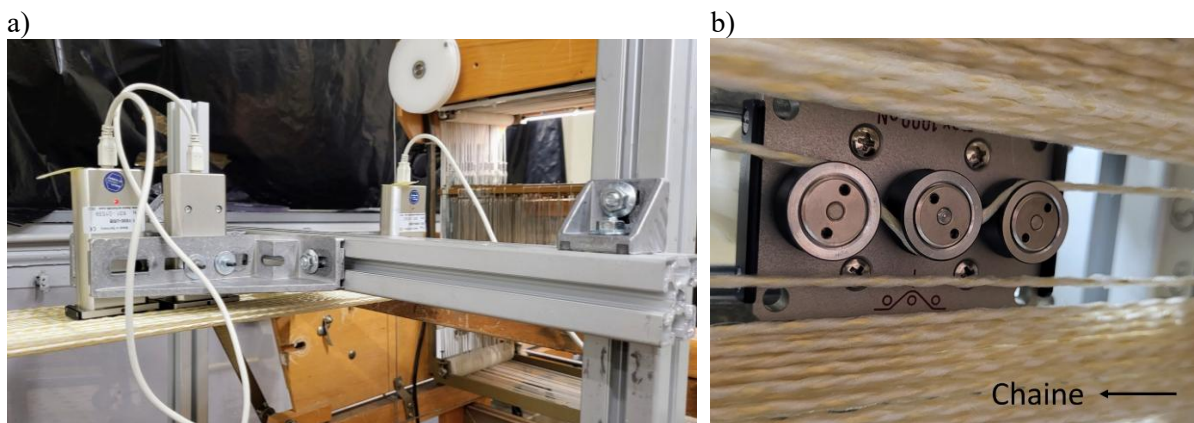


Figure 2.20 : Portique soutenant les tensiomètres dans la nappe de fils de chaîne (a) et passage d'un fil de chaîne dans un des tensiomètres (b).

L'évolution de la tension du fil de chaîne numéro 5 du motif est présentée figure 2.21. Le signal est simplifié en moyennant sa valeur entre deux pics successifs. Ces pics de force sont créés par le tassage lors du tissage. Les points de liage de l'armure sont clairement visibles à travers un palier de tension plus important (~ 200 cN) que pour les flottés (~ 80 cN). Cette mesure montre le caractère reproductible du tissage à insertion de trame manuelle à travers la régularité temporelle des pics de force mais aussi des deux niveaux de tension relativement constants pour les points de liage et les flottés, impliquant un maintien constant de la tension des fils. Néanmoins, cette méthode de mesure ne permet pas de tirer une conclusion fiable sur l'influence de la valeur de tension des fils sur l'effet hors-plan du renfort. Cela s'explique en partie par le fait que la tension est appliquée manuellement aux fils et qu'ils sont trop nombreux pour être tous équipés de capteurs. Par ailleurs, l'insertion de ces capteurs dans la nappe de fils de chaîne n'est pas optimale en raison de la surtension ou surconsommation de fil générée par son passage entre les rouleaux du tensiomètre. Elle permet une mesure de tension relative entre les fils de chaîne. Sa mise en place doit être faite dès le montage de la machine à tisser pour qu'il ne perturbe pas le tissage. Par ailleurs, ce modèle de tensiomètre n'est pas particulièrement adapté à une telle densité de fils de chaîne. En effet, les fils adjacents à celui testé frottent contre le capteur, bruitant le signal comme montré sur la mesure de tension brute de la figure 2.21.

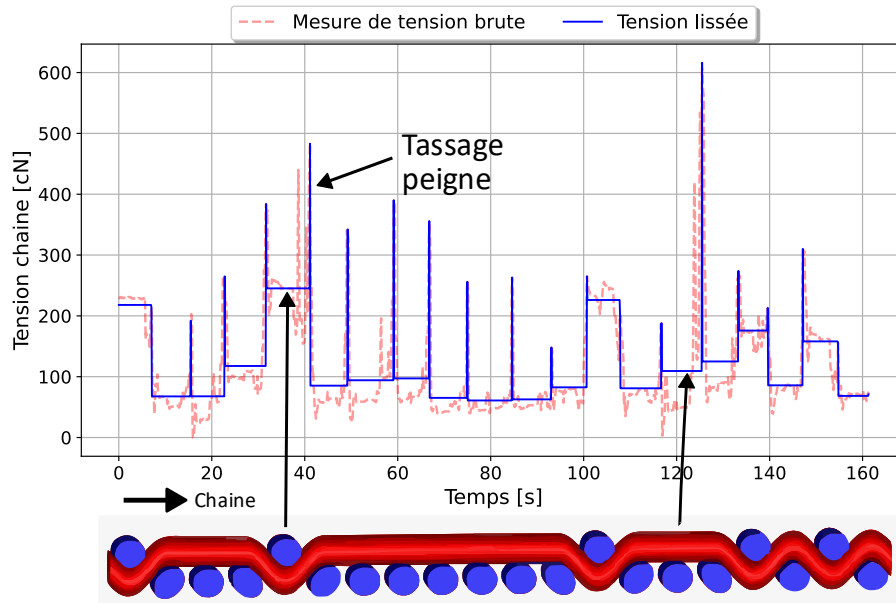


Figure 2.21 : Représentation de l'évolution de la tension du 5e fil de chaîne du motif bicouche.

L'obtention du renfort aux dimensions souhaitées est illustrée sur la figure 2.22a. Comme escompté, la structure bien que constituée de deux couches présente une épaisseur conséquente de 2,6 cm, visible sur la figure 2.22b. Par ailleurs, la structure hexagonale rentrante se dessine sur la vue de côté par l'intermédiaire des fils de trame. Ainsi, le tissu obtenu a une densité chaîne de 11,5 fils/cm et une densité trame de 8 fils/cm.

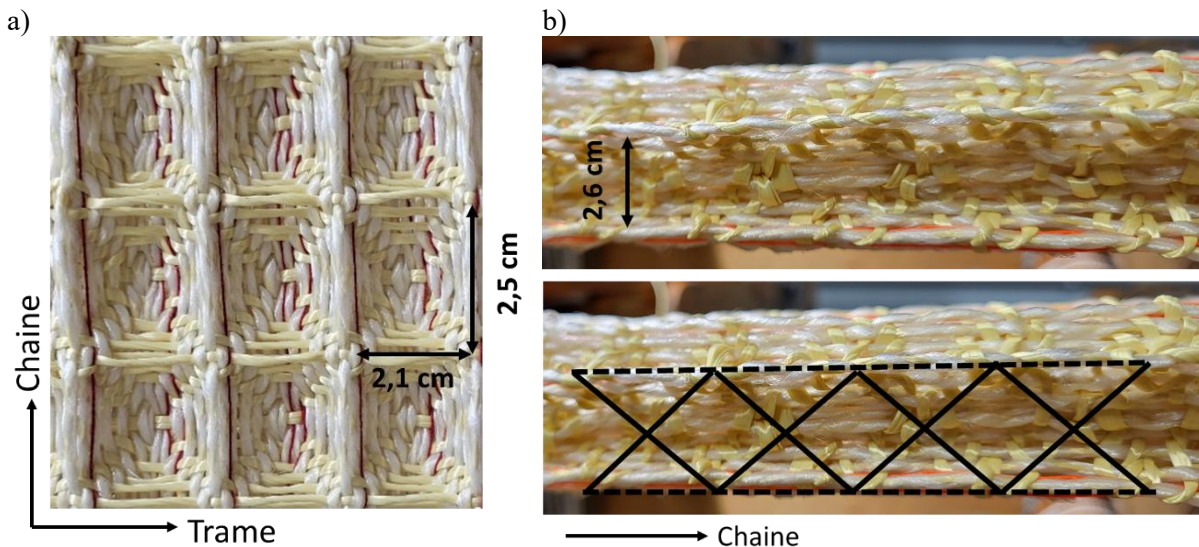


Figure 2.22 : Tissu gaufré bicouche aux dimensions du moule de thermoformage, vue de face (a) et vue de profil avec explicitation de la géométrie hexagonale rentrante (b).

Le renfort est maintenant tissé de manière reproductible et maîtrisé d'un point de vue procédé. Cette partie de l'étude a donc permis de lever un verrou technologique liant certains paramètres procédé (taille du raccord de l'armure, diamètre des fils, tension des fils, densité de fils) avec les paramètres produit (longueur, largeur et hauteur du motif de la cellule élémentaire) pour obtenir l'architecture tissée souhaitée.

Restent à considérer la consolidation en composite de ce renfort et les essais mécaniques associés. Pour pallier les problèmes des effets de bords en sens trame, 6 cellules sont tissées en largeur pour assurer la formation des 4 cellules centrales. Ainsi, l'échantillon tissé a une dimension de 6x6 cellules hexagonales rentrantes et la zone d'étude est de 4x4 cellules (pour atteindre le nombre maximal de cellules

thermoformables par le moule présenté à la figure 2.5a). Une rangée de plus est également tissée en haut et bas de la zone d'étude en sens chaîne pour permettre à l'effet hors-plan du renfort de se développer. Cela avait été observé pendant les campagnes de tissage, l'armure gaufrée ayant besoin d'une cellule de « transition » pour avoir un effet hors-plan marqué après une zone de tissage plan.

Pour anticiper les problématiques de tension de fils pour la thermocompression et la nécessité d'une zone d'accroche pour les essais mécaniques, l'échantillon est composé de différentes zones comme explicité sur la figure 2.23. Premièrement, il y a deux zones de tissage tubulaire de part et d'autre de la zone gaufrée. Ces zones sont constituées de deux couches de tissus indépendantes, sur le principe de tissage multicouche de la figure 2.12 sans liage. Ces deux couches, initialement solidaires, se rejoignent pour n'en former qu'une au niveau de la zone tissée à plat 2D. Cette zone de tubulaire permet l'insertion d'une tige métallique qui permettra d'appliquer une tension homogène sur l'ensemble des fils de chaîne. La zone tissée plate est destinée quant à elle à servir de zone d'accroche pour les mors de la machine de traction. En effet, les échantillons sont tissés les uns à la suite des autres et découpés une fois toute la longueur de fils de chaîne consommée. Latéralement, de fausses lisières ont été ajoutées de part et d'autre de l'éprouvette. Ces dernières sont là pour permettre de déporter la lisière du tissu et créer une longueur de fil de trame après le dernier motif du renfort. Cet espace est destiné à être utilisé pour appliquer une tension lors du thermoformage des éprouvettes.

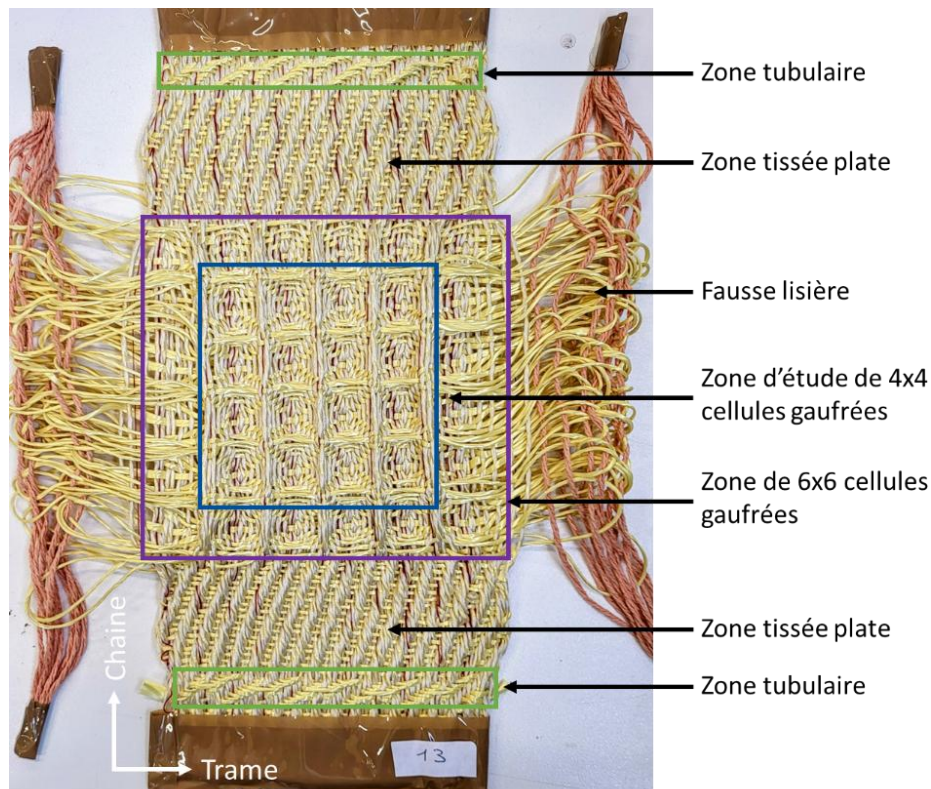


Figure 2.23 : Éprouvette du tissu gaufré avec identification des différentes zones la constituant.

L'étape suivante concerne le passage au composite de ce renfort, tissé en forme, composé de fils guipés à base de fil polypropylène utile pour la consolidation par thermocompression. Cependant, la structure tissée en l'état ne transcrit pas exactement la géométrie d'étude en forme de sablier. En effet, le trou central entre les pans n'est pas encore présent et est réalisé à l'étape de la thermocompression.

2.5 Elaboration d'un protocole de consolidation à l'échelle du renfort composite 3D de la structure composite textile

L'étape de thermocompression n'est pas évidente car l'objectif de l'étude reste quand même de former un composite alvéolaire par compression. Cela nécessite l'utilisation d'un moule particulier déjà présenté à la figure 2.5, permettant à la structure alvéolaire de n'être compressée que localement. Cependant, ce moule ne permet pas de former exactement la cellule élémentaire visée en forme de sablier (avec un espace libre de matière dans le plan médian) comme représenté à la figure 2.24. Une des possibilités aurait pu être d'usiner le composite thermoformé. Cela a l'avantage de faciliter la transférabilité vers l'industrie, où des opérations de perçage sont classiques. Néanmoins, cela implique la rupture de la continuité des fils dans la zone centrale et, par conséquent, la très probable perte du lien mécanique fort entre les deux couches formées par le liage par trame inversée. Une autre solution consiste à usiner les deux parties du moule pour permettre l'insertion de pions entre les deux parties, au sommet de chacune des zones de contact (soit 16 pions). Ce pion est destiné à pousser les fils en dehors du centre de la cellule hexagonale rentrante de façon à ce que le matériau ne puisse pas occuper cette place. De plus, ces pions permettent de maintenir en place les deux parties du moule et d'éviter un glissement des deux moitiés l'une par rapport à l'autre, le renfort tissé n'étant à lui seul pas assez rigide pour l'empêcher. Le montage schématisé du positionnement du moule par rapport au renfort est représenté à la figure 2.24. Ainsi, cette étape de thermocompression n'est pas qu'une étape de consolidation car c'est elle qui permet d'atteindre la géométrie souhaitée en créant ces « espaces vides » au niveau du composite.

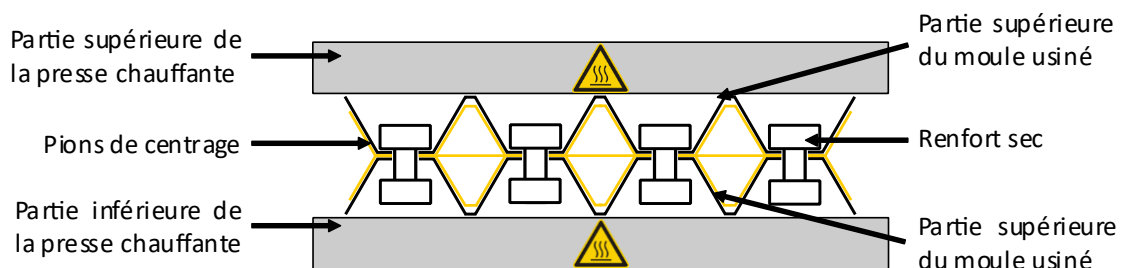


Figure 2.24 : Représentation schématisée du montage de thermoformage.

Le principal inconvénient de cette méthode de formation de la zone de vide au centre des cellules est qu'elle est manuelle et crée possiblement des défauts. Les pions de centrage évoqués sont en réalité des vis sans tête de 6 mm de diamètre. L'intérêt d'utiliser ce genre de vis est de permettre un positionnement simple en raison de leur encombrement réduit, ce qui améliore la précision de montage. Ainsi, la première étape d'installation consiste à placer les vis au centre des cellules unitaires (au niveau des points de natté 2x2 de la figure 2.18), comme représenté sur la figure 2.25a. Ces dernières sont ensuite boulonnées d'un côté et de l'autre, puis le demi-moule est placé. Les tiges filetées dépassant du demi-moule sont ensuite boulonnées pour le maintenir en place (figure 2.25b). La même opération est ensuite réalisée de l'autre côté. Les deux moitiés de moule sont ainsi mises en place autour du renfort et maintenues en position, ce qui simplifie la manipulation pour la mise en place du reste du montage. Cette dernière étape consiste à positionner des barres métalliques dans les zones de tissage tubulaire pour pouvoir exercer une tension en sens chaîne et des plaques de clamping fixées sur les fils de trame entre les fausses lisières et le bord de la partie utile de l'éprouvette. Des plaques sont ensuite positionnées en dessous et au-dessus des zones tissées à plat. Ces plaques ont deux rôles, le premier étant de permettre une thermocompression homogène de ces zones qui serviront de zones de préhension pour les mors de la machine de traction. Le second est de servir de cale pour ne pas risquer d'endommager le moule en cas d'une pression trop importante exercée (figure 2.25c). L'épaisseur de tous les constituants du montage a été calculée pour faire en sorte de respecter l'épaisseur d'un demi-moule et ainsi garder les éléments plats dans le plan médian du composite.

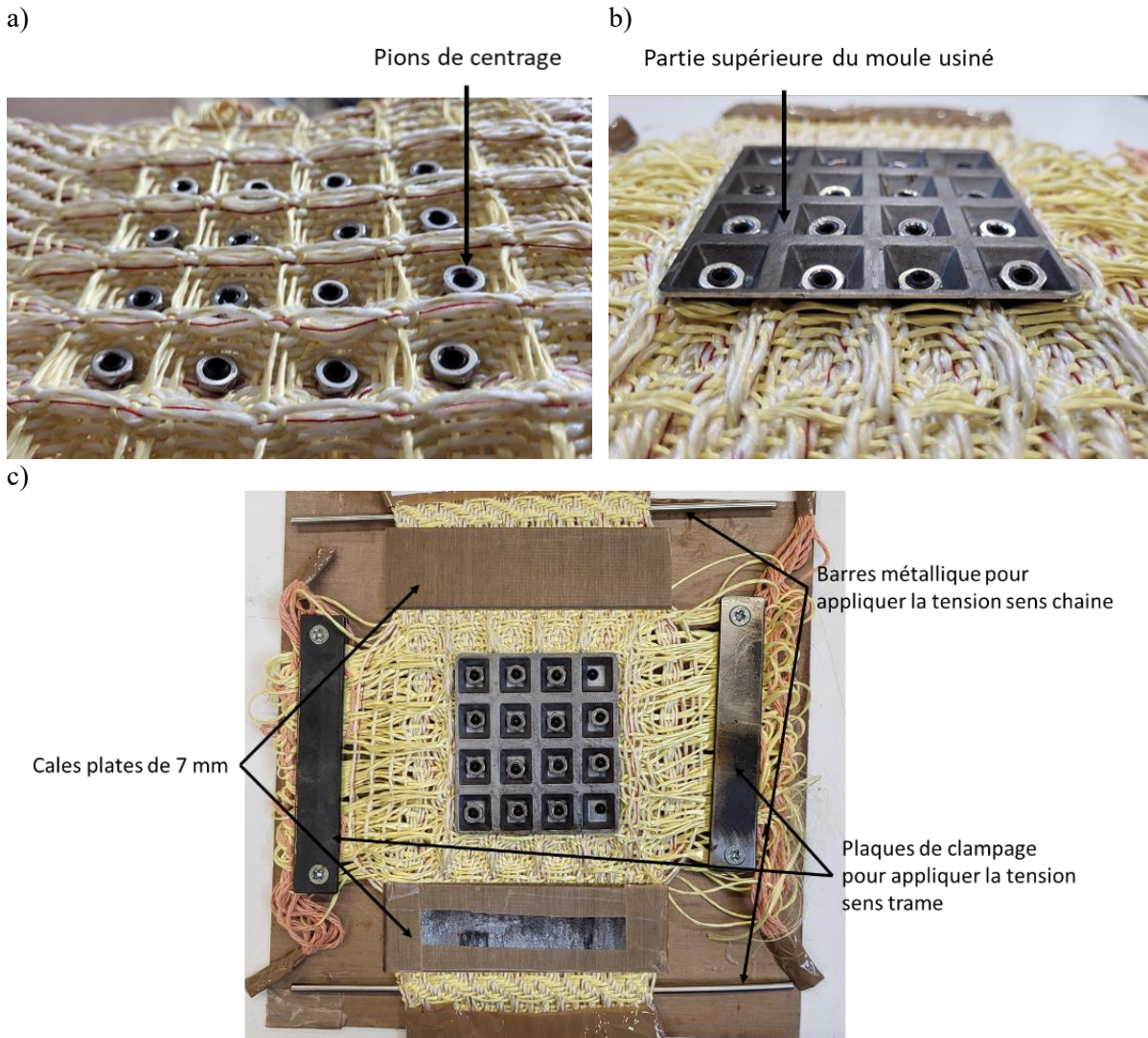


Figure 2.25 : Etapes de mise en place du montage de thermocompression, positionnement des pions de centrage dans le renfort (a), mise en place de la partie inférieure et supérieure du moule (b) et ajout des systèmes de tension sens chaîne et trame et des cales plates (c).

Le montage est ensuite inséré dans la presse (Dolouets, France) (figure 2.26) et des masses 30 g/fil (en sens chaîne et trame) sont installées. L'objectif est de faire en sorte de maintenir les fils les plus droits possible pendant la thermocompression. La préparation du montage nécessite un nombre conséquent de manipulations sur le renfort, perturbant parfois le passage de certains fils. Le montage est mis sous pression à 10 bars pour le maintenir en place. La presse est mise en chauffe jusqu'à atteindre la température de 210 °C tout en maintenant la pression constante. Cette température est choisie pour s'assurer de la fonte du polypropylène en dépassant largement sa température de fusion (165 °C). Les temps de chaque étape sont volontairement longs pour tenir compte de l'épaisseur du montage et des effets de diffusion thermique à travers les différents éléments mis en place. La pression a tendance à diminuer en raison de la fonte progressive du polypropène impliquant la diminution de l'épaisseur du composite. Une fois la température de consigne atteinte, la pression est maintenue pendant 3 minutes avant d'être augmentée à 15 bars pendant 5 minutes. L'échantillon est ensuite refroidi jusqu'à température ambiante par un échangeur à eau. Les consignes de pression et de température sont présentées à la figure 2.26b.

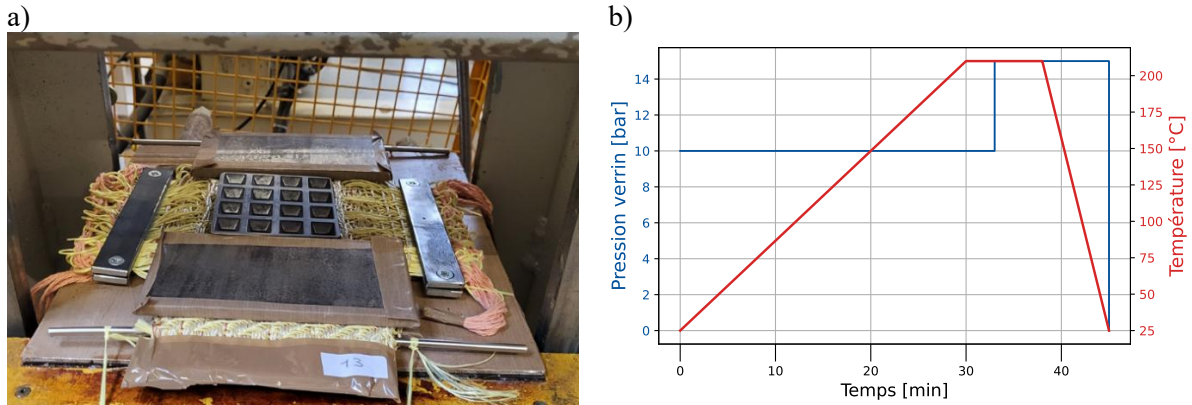


Figure 2.26 : Positionnement du montage de thermocompression dans la presse chauffante (a) et courbes consignées en pressions et températures (b).

Le composite sorti du moule est représenté sur la figure 2.27. La structure alvéolaire est bien conservée après le thermoformage. L'ajout des pions de centrage permet la formation d'une zone de vide au centre des sabliers. Le système de tension permet de limiter l'ondulation des fils sur les flottés les plus longs en sens chaîne et trame. Les effets de bords sur les extrémités latérales de la zone 4x4 d'étude sont marqués en raison du manque de maintien des pans obliques extérieurs par le moule. De plus, les fils en sens trame sont bien plus secs que les fils de chaîne en raison du relativement faible écoulement de la matrice PP contenue dans les fils de chaîne guipés vers les fils de trames en para-aramide.

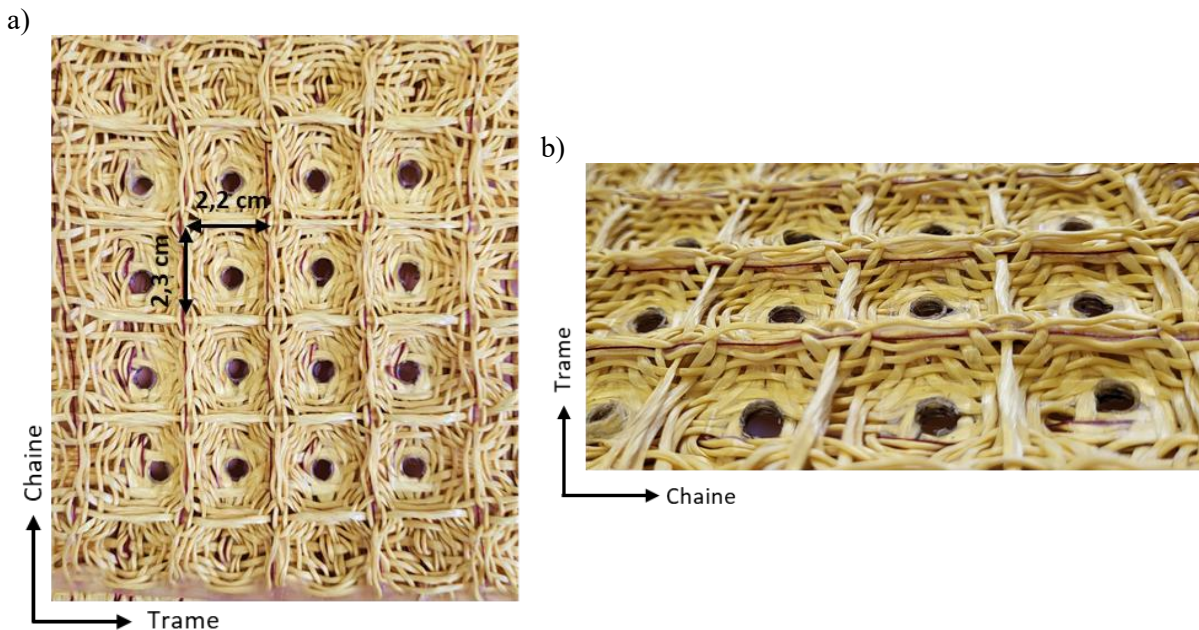


Figure 2.27 : Composite gaufré thermoformé, vues de face (a) et inclinée (b).

Cette partie de l'étude a permis de lever le verrou technologique du passage au composite d'un renfort tissé architecturé par thermocompression. Le composite une fois thermoformé, il reste à évaluer la qualité de sa fabrication et le respect de la géométrie hexagonale rentrante souhaitée.

2.6 Evaluation de la qualité de fabrication du renfort fibreux tissé 3D mis en forme et du composite thermoformé.

Cette section traite des considérations géométriques des cellules hexagonales rentrantes du renfort sec et du composite thermocompressé, et de la qualité d'imprégnation de la résine dans le composite.

2.6.A Considérations géométriques

Ce type de renfort fibreux sec très déformable nécessite des moyens de caractérisation adaptés et les mesures par contact direct sont difficilement envisageables pour des raisons de difficulté d'implantation de capteur inerte au sein d'un renfort fibreux. Le microscope Olympus DSX1000 du GEMTEX permet de réaliser des reconstructions d'image 3D grâce à son système de mise au point contrôlé en prenant des clichés à différentes focales dans un intervalle défini préalablement. La platine est pilotée de façon à faire en sorte que le microscope puisse faire l'acquisition d'une zone étendue (par identification des bordures et assemblage de plusieurs images). En combinant ces deux fonctionnalités, la visualisation d'une cellule élémentaire centimétrique (dans les trois directions de l'espace) est possible.

Outre le fait d'avoir une visualisation 3D de la structure et des relevés ponctuels de mesure géométrique, le profil en profondeur de la structure peut être extrait des visualisations. Dans le cas de cette étude, la mesure du profil n'est pas médiane mais moyennée sur une certaine largeur (correspondant dans un sens et dans l'autre à la surface plane du sommet du moule de thermoformage). Cette mesure permet de lisser l'influence des défauts ponctuels de rectitude des fils des pans obliques de la structure en moyennant le relevé de profil sur une surface. Cette méthode de mesure a été vérifiée sur le moule servant au thermoformage (figure 2.5c).

Les figure 2.28 et figure 2.29 représentent un cas de mesure de profil sur un échantillon tissé et composite, respectivement. Ces courbes présentent des « marches » en raison du principe de construction même de l'armure. Bien que sans contact, la mesure du profil pour le renfort tissé (figure 2.28) reste délicate car les échantillons sont de grande taille et facilement déformables. Le composite étant rigide, sa manipulation est plus aisée.

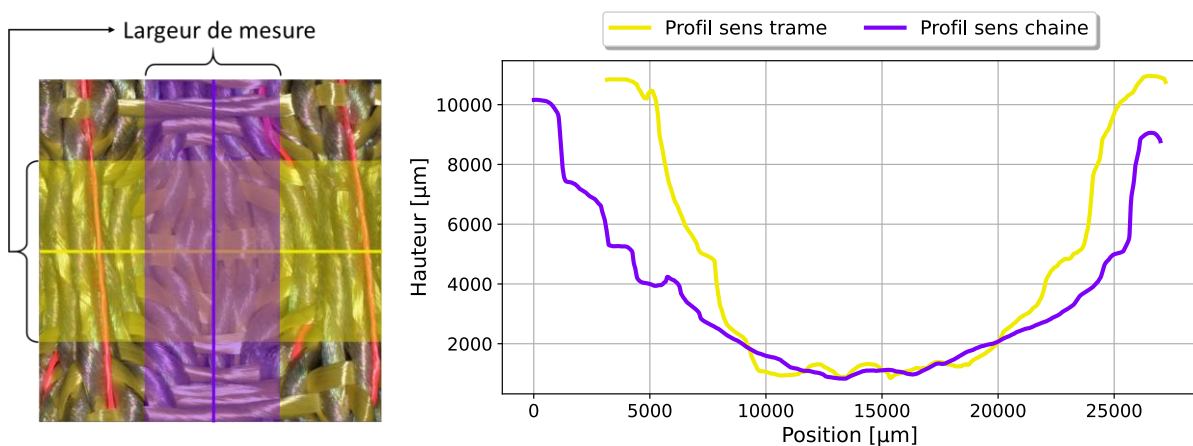


Figure 2.28 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du renfort sec et du relevé de profil associé.

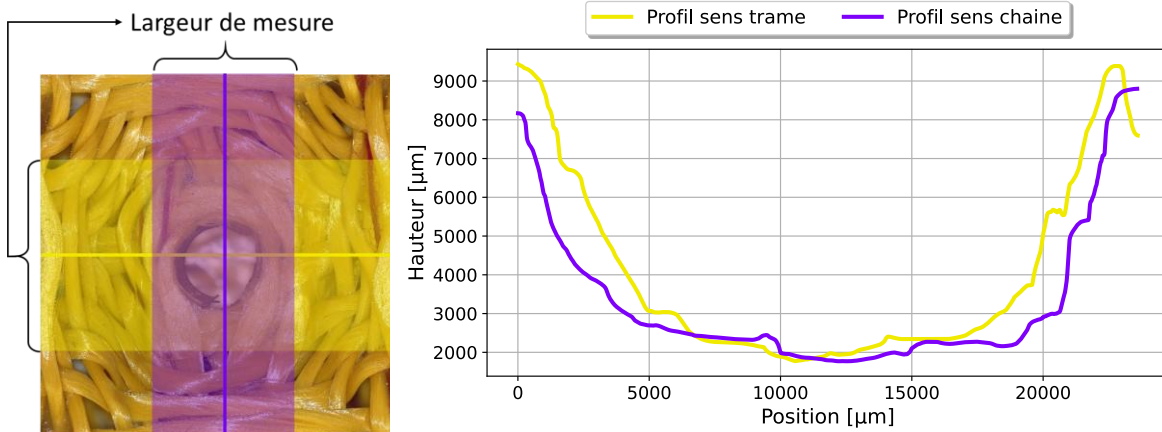


Figure 2.29 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du composite et du relevé de profil associé.

A partir des figures 2.28 et 2.29, il est possible d'évaluer l'effet du thermoformage sur le « renfort composite » tissé en forme. Il a pour effet de diminuer l'épaisseur totale de l'échantillon. Cela s'explique par la forte compression de la zone centrale de la cellule en contact direct avec les deux parties du moule. Par ailleurs, la fusion et la propagation par capillarité du polypropylène en enveloppe des fils de chaîne diminuent également l'épaisseur totale de la structure. En termes de longueur (sens chaîne et trame) le thermoformage déforme le renfort aux dimensions du moule (légèrement inférieures à celles du tissu préformé).

Ainsi, les profils des 4 cellules centrales de 3 échantillons thermoformés ont été tracés, pour les faces inférieure et supérieure du composite. A partir de ces profils, l'angle moyen des cellules en sens chaîne et trame a pu être déterminé. Les valeurs sont données dans le tableau 2.3 et font référence aux angles représentés sur la visualisation 3D de la figure 2.30. L'étude des angles sur les faces inférieure et supérieure ne révèle pas de différence significative. Cela signifie que la qualité de thermoformage est similaire pour les deux faces. L'écart entre les angles moyens en sens chaîne et trame provient du fait que deux fils différents ont été utilisés pendant le tissage (avec et sans guipage PP).

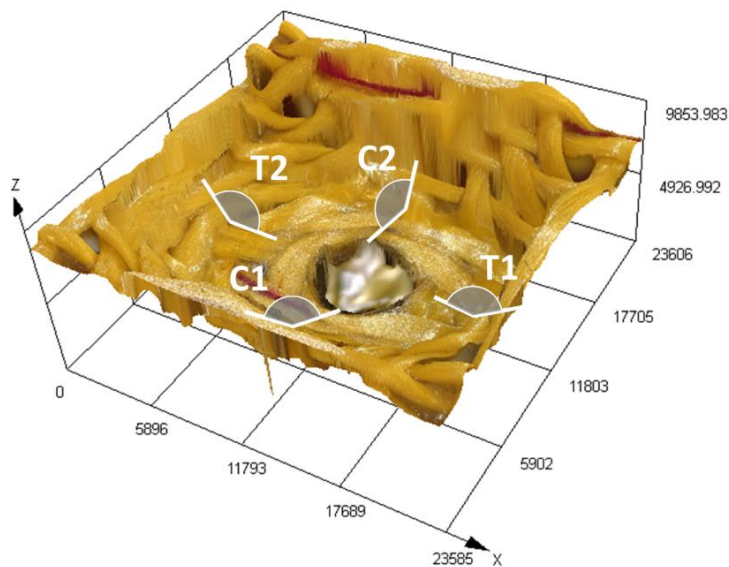


Figure 2.30 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du composite en 3D avec positionnement des angles relevés par profilométrie.

Tableau 2.3 : Grandeurs extraites des mesures de profilométrie sur les 4 cellules centrales de 3 échantillons thermoformés.

	Profondeur (mm)	Angle C1 (°)	Angle C2 (°)	Angle T1(°)	Angle T2(°)	Angle moule (°)
Moyenne	6,7	127,4	127,3	123,5	123,9	115
Ecart-type	0,3	7,3	9,2	10,1	8,5	0,3

L'ordre de grandeur des dimensions des cellules hexagonales rentrantes unitaires présentées dans le chapitre bibliographique est résumé dans le tableau 2.4.

Tableau 2.4 : Ordre de grandeur de la taille des cellules considérées dans le chapitre bibliographique.

Grandeur	Dong et al. [26]	Arjunan et al. [27]	Yu et al. [32]	Kaya et al. [35]	Liu et al. [9]	Xiao et al. [36]
Largeur de la base (mm)	12	5	24	50	24	12
Hauteur de la cellule (mm)	8	Variable (13,32 – 20)	16	50	12	8
Épaisseur des parois (mm)	Variable (0,3-1)	Variable (0,3-1)	Variable	3	0,8	Variable (0,3-1)
Angle à la base (°)	45	Variable (45-85)	45	54,74	45	45

Dans le cas de notre étude, la cellule est à une longueur de 23 mm, une largeur de 21 mm, une hauteur de 13,4 mm, une épaisseur de paroi de l'ordre de 0,8 mm et un angle à la base (dans la convention des articles) d'en moyenne 125°. Les dimensions de notre cellule unitaire sont certes pilotées par les dimensions du moule de thermocompression mais correspondent en ordre de grandeur à celles des cellules issues de la littérature.

2.6.B Considérations relatives au processus de thermocompression et du passage au composite.

Concernant l'étape de thermocompression et le passage au composite en général, un point de vigilance à souligner lors de la fabrication du composite concerne la qualité de l'imprégnation. Dans le cas de l'étude, l'imprégnation est macroscopiquement hétérogène en raison de la présence de fils guipés de PP uniquement sur les fils de chaîne. La transmission de la résine par écoulement du surplus des fils de chaîne dans les fils de trame est présente, mais faible.

Par ailleurs, en général, la thermocompression vise à compresser le composite à mettre en forme sur toutes ses faces. Ici, le renfort est alvéolaire et ne permet pas une compression sur toutes les faces. C'est ce qui est représenté à la figure 2.24, certaines parties du moule n'exercent pas de pression sur le renfort (en raison de l'absence de contre-moule) mais le maintiennent simplement en position en chauffant le renfort. Ces conditions ne sont donc pas optimales pour obtenir un composite homogène. Pour éclaircir ce point et contrôler l'imprégnation dans ces zones, un fil guipé a été thermoformé sans lui appliquer de pression (dans les mêmes conditions que les fils dans les pans obliques de la structure). Cette « tige » thermoformée a ensuite été découpée et observée au microscope optique DSX1000 pour en examiner la section. Pour avoir une référence, un fil guipé sec a aussi été considéré.

Les coupes transversales des fils sec et résiné sont présentées sur les figures 2.31a et c. L'aspect général du fil de para-aramide (Kevlar®29) est différent : par rapport au fil sec, après imprégnation, les monofilaments constituant le fil sont davantage resserrés et la résine a pénétré à l'intérieur du fil. Cette répartition ne paraît pas particulièrement homogène au sein de la section mais permet quand même de conclure quant à une imprégnation au moins partielle du fil. Un agrandissement (figures 2.31b et d) rend compte plus finement de la microstructure formée. La différence entre les torons avant et après

thermoformage montre un faciès plus brillant une fois résiné. Encore une fois, le mode d'observation étant identique, cela montre que de la matière est passée entre les monofilaments. Cependant, l'interface entre le fil et le bord extérieur de la matrice est très marquée en raison de sa présence en excès par rapport au taux volumique de fibre (30 %).

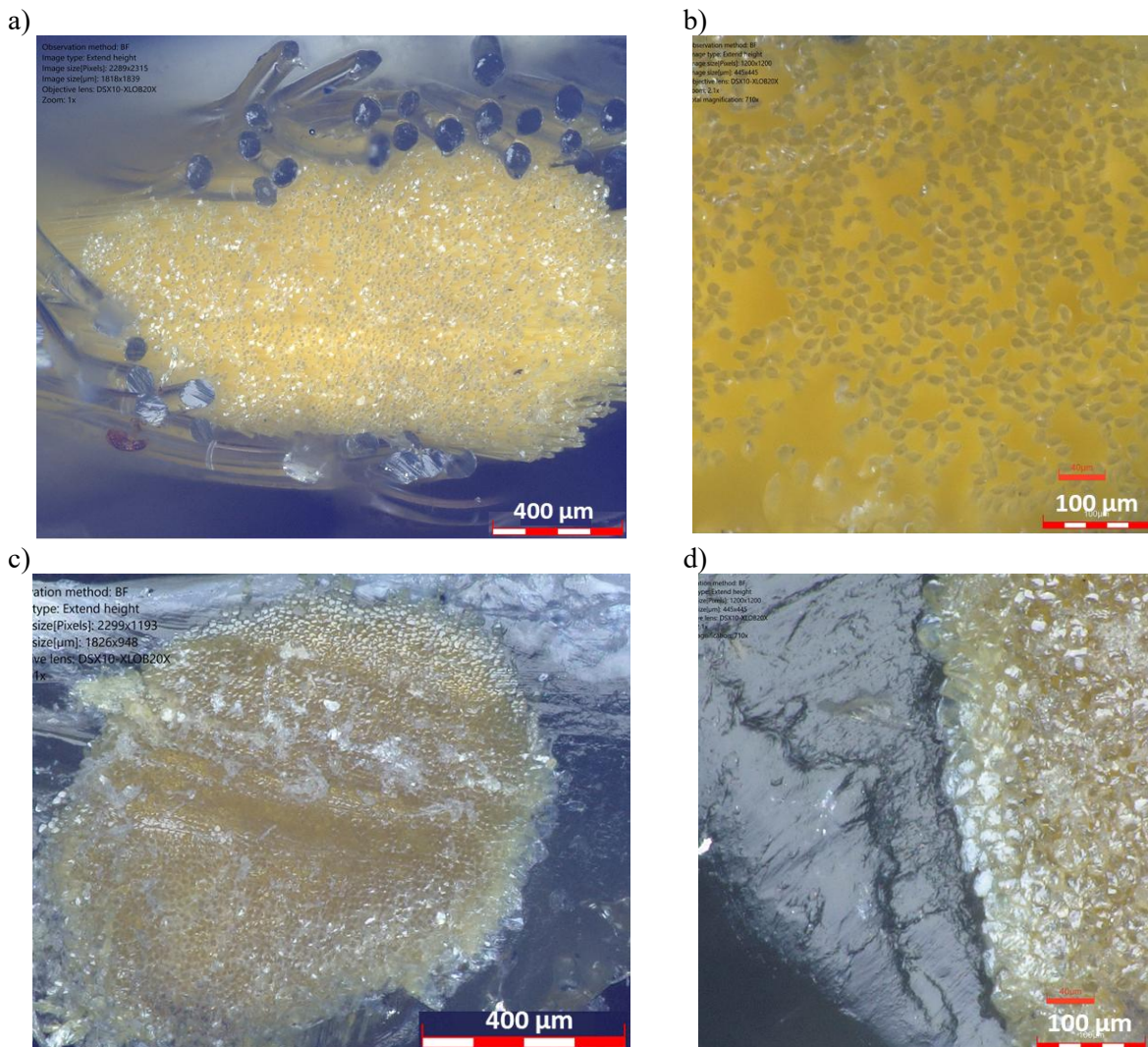


Figure 2.31 : Coupe transversale du fil de chaîne sec (a), zoom sur l'âme de para-aramide (Kevlar®29) sec (b), fil résiné représentatif de la chaîne après thermoformage (c) et zoom sur l'interface entre le para-aramide et le PP après thermoformage (d).

2.6.C Estimation locale du taux de porosité

Les observations de la partie précédente seront à prendre en compte lors de la modélisation de la structure hexagonale rentrante 3D. La cellule élémentaire composite peut être décomposée en plusieurs zones. Ces dernières sont délimitées par la géométrie gaufrée et les orientations privilégiées des fils, comme représenté sur la figure 2.32. Les zones A et B de la figure 2.32 sont qualifiées de « languettes » en raison de leur géométrie idéalisée dans le modèle numérique faisant l'objet du chapitre 4 du manuscrit. Ces dernières servent, en première approche, à représenter de manière simplifiée la présence continue de fils de chaîne et de trame reliant les cellules élémentaires.

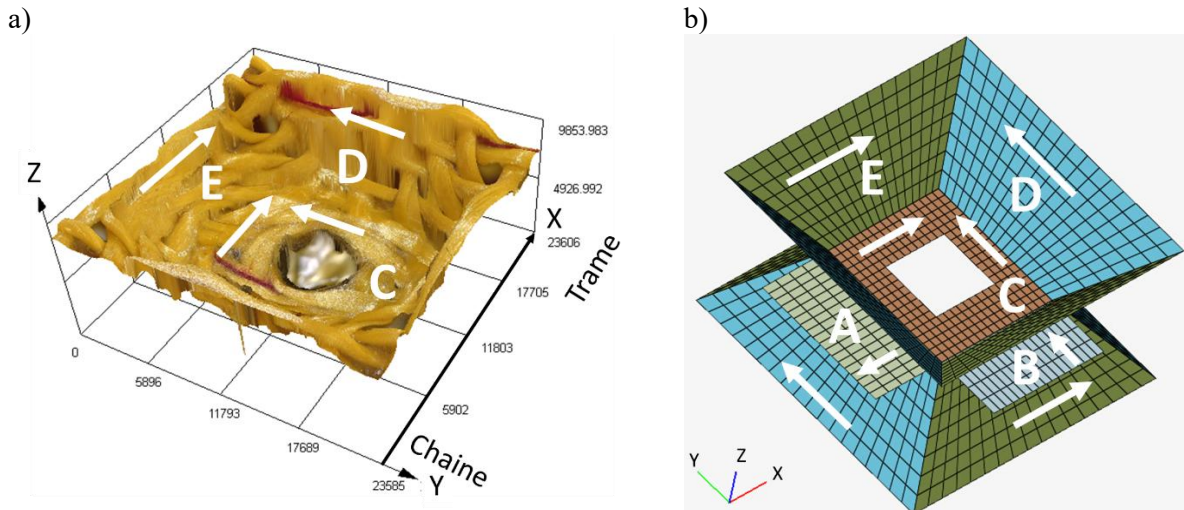


Figure 2.32: Observation permettant la localisation des différentes zones (a) et leur transcription dans la modélisation (les flèches blanches indiquent la direction privilégiée des fils) (b).

Pour chacune de ces zones, les propriétés matériaux peuvent être déterminées en associant les propriétés des composants de base à travers une loi des mélanges, prenant en compte les porosités. Pour ce faire, deux « types » de taux volumique de porosité sont définis : le taux de porosités macroscopiques ($T_{Porosité_{macro}}$) représentant les zones de vide entre les fils de chaine au sein de l'armure textile (représentées par les encadrés bleus de la figure 2.33a et b) et le taux de porosités microscopiques ($T_{Porosité_{micro}}$) qualifiant les porosités à l'échelle du fil résiné comme des bulles d'air ou des zones sèches. Ces taux volumiques de porosités viennent corriger les taux volumiques de fibre et de matrice de l'équation (2.12). Les grandeurs sont ensuite calculées selon la loi des mélanges de l'équation (2.13), pour une grandeur α en tenant cette fois compte des porosités et des propriétés des constituants du composite.

$$T_{Porosité_{macro}} + T_{volumique\ fibre} + T_{volumique\ matrice} + T_{Porosité_{micro}} = 1 \quad (2.12)$$

$$\alpha_{homogénéisé} = \alpha_{fibre} T_{volumique\ fibre} + \alpha_{matrice} T_{volumique\ matrice} \quad (2.13)$$

Les taux volumiques de porosités macroscopiques, pour les « languettes » (zones A et B) sont déterminés en calculant le volume occupé par le composite (fibre et matrice) par rapport au volume « disponible ». Par exemple, pour la zone A, deux fils imprégnés sont contenus dans cette languette. Ainsi, selon la relation de l'équation (2.14) (en assimilant la section de composite au nombre de fils en section multipliée par la section des fils), la porosité macroscopique locale vaut 83,3 % en considérant que les fils ont une section de 1 mm² et que la section du pan est de 12 mm². La démarche est identique pour la zone B, en considérant 6 fils et une section de pan de 10mm². Des porosités microscopiques sont ajoutées à hauteur de 20 % (sur les 16,7 % de surface « composite ») pour prendre en compte les zones sèches induites par la relativement faible transmission de résine par capillarité en sens trame. Cette valeur est estimée arbitrairement pour marquer la différence entre les fils de chaine et trame.

$$T_{Porosité_{macro}} = 1 - T_{composite} = 1 - \frac{Section\ composite}{Section\ du\ pan} \quad (2.14)$$

La zone C (en dehors de son centre) ne présente pas de porosités macroscopiques. En raison de sa meilleure compression par rapport aux autres zones, elle est également considérée comme sans porosités microscopiques. Cela revient à considérer cette zone comme un composite avec un taux volumique de fibre de 70 % et 30 % de matrice.

Pour calculer au plus juste le taux de porosités macroscopiques des pans obliques (zones D et E), la démarche repose sur la détermination de la surface occupée par les fils dans les pans concernés et de la relation de l'équation (2.9). Une représentation schématique est proposée sur la figure 2.33 à partir des observations faites sur les échantillons. Pour tenir compte du fait que les fils (de trame) dans la zone E sont plus secs que ceux de la zone D, en raison de la faible transmission du polypropylène par capillarité, un taux de porosités microscopiques de 20 % (sur les 48,5 % de surface « composite ») a été ajouté.

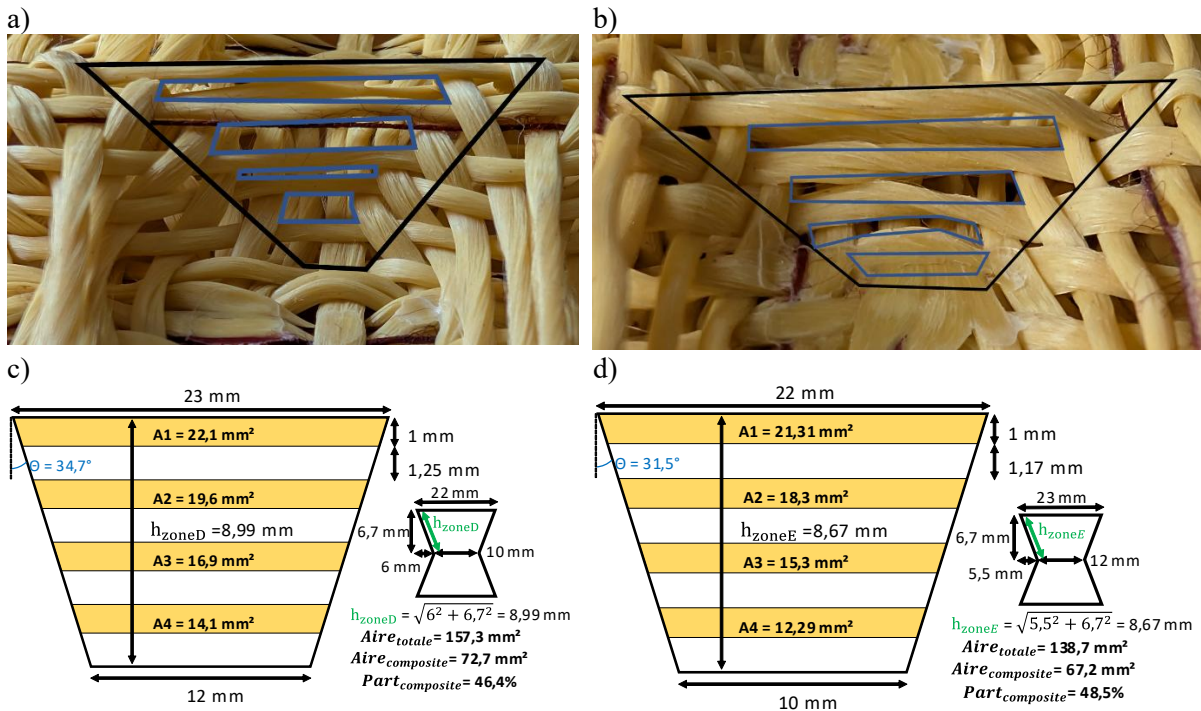


Figure 2.33 : Photographie des zones D (a) et E (b) sur le composite réel avec explicitation des porosités macroscopiques (encadrés bleus) et schéma simplifié pour la détermination du taux de composite « macro » pour les zones D (c) et E (d).

Le tableau 2.5 récapitule les différents coefficients de pondération des taux volumiques de porosités (macroscopiques et microscopiques), de fibre et de matrice utilisés (dans le chapitre 4) pour déterminer les propriétés matériau dans chacun des pans.

Tableau 2.5 : Tableau récapitulatif des taux volumiques pour la loi des mélanges.

Zones de la cellule élémentaire	$T_{Porosit\acute{e}macro}$ (%)	$T_{volumique\ fibre}$ (%)	$T_{volumique\ matrice}$ (%)	$T_{Porosit\acute{e}micro}$ (%)
A	83,3	10	3,35	3,35
B	40	42	18	0
C	0	70	30	0
D	53,6	32,5	13,9	0
E	51,2	29,1	9,7	9,7

2.7 Conclusion

L'étude bibliographique dédiée aux structures auxétiques textiles montre qu'elles sont majoritairement étudiées en 2D. L'effet obtenu dans le cadre d'une sollicitation de traction dans le plan est une extension latérale. Ce n'est pas l'effet recherché dans le cadre d'une réponse à une sollicitation d'impact. Certaines recherches ont été menées pour proposer une architecture hexagonale rentrante dans l'épaisseur du stratifié sous forme d'unidirectionnels de différents diamètres. Cette solution ne semble pas transposable dans le domaine aéronautique en raison de l'utilisation de mousse polyuréthane, mécaniquement inadéquate. C'est pourquoi une nouvelle proposition de composite thermoplastique présentant une géométrie hexagonale rentrante dans l'épaisseur à partir d'un renfort tissé en forme a été imaginée.

Son élaboration fait intervenir tous les éléments de la chaîne de production textile. Ici les fils de polypropylène peuvent être filés à un titrage particulier pour atteindre un taux volumique de fibre souhaité (après une étape de filature). Ces fils sont directement mis en contact d'une âme de para-aramide (Kevlar®29) grâce au procédé de guipage en filature.

Ces fils assemblés sont ensuite tissés pour obtenir une cellule hexagonale rentrante à travers une armure gaufrée bicouche. Cette armure permet la formation de deux pyramides tronquées liées mécaniquement par des fils de trame situés au niveau de leurs sommets. Ce renfort tissé en forme est conçu, à travers le diamètre des fils et le raccord en hauteur et largeur de l'armure, pour s'adapter aux dimensions du moule en forme de gaufre qui sera utilisé pour thermoformer le composite.

L'étape de thermocompression, au-delà de consolider le composite, est pensée pour permettre de repousser les fils du plan médian de la structure de façon à générer une zone sans matière au centre de la cellule élémentaire composite. Cela est obtenu grâce à l'utilisation d'un moule en plusieurs parties, et à l'insertion de pions, permettant de ne pas avoir à percer le composite aux sommets de chaque pyramide inversée du moule en forme de gaufre, et ainsi de conserver la continuité des fils. Cette étape de thermocompression nécessite d'ajouter un système de tension des fils de façon à les maintenir les plus rectilignes possibles durant l'opération de consolidation.

Ces deux étapes ont permis de lever deux verrous technologiques qui se posaient pour la réalisation de ce composite textile à base de tissu 3D mis en forme : ceux-ci s'appuient sur la mise en relation des paramètres produits-procédés pour l'élaboration d'un renfort tissé à géométrie hexagonale-rentrante, ainsi que sur le développement du processus de thermocompression adapté à ce renfort architecturé.

Pendant et à l'issue de ce processus de fabrication, plusieurs points de vérification de la qualité des éléments constituants et du composite ont été définis et évalués :

- contrôle du taux volumique de fibre dès l'étape de filature par démontage et pesée des éléments du fil architecturé,
- mesure de la tension des fils de chaîne sur métier pour contrôler la régularité du tissage manuel à l'aide de tensiomètres,
- contrôle géométrique des dimensions du renfort fibreux et du composite par reconstitution 3D des demi-cellules hexagonales rentrantes 3D. Par ailleurs, le contrôle à l'échelle du renfort peut se faire directement avec le moule de thermocompression,
- contrôle visuel de la qualité d'imprégnation du composite à travers des observations au microscope optique de coupes transversales de fils secs et résinés.

A partir de ces contrôles, des estimations des porosités introduites à l'échelle du renfort par l'armure textile et à l'échelle des fils résinés (par la qualité d'imprégnation) ont été proposées. Ces dernières ont été conduites en fonction des différentes zones de la cellule élémentaire pour, à terme, permettre leur prise en compte dans une loi des mélanges et ainsi alimenter les propriétés matériau d'un premier modèle numérique (présenté au chapitre 4).

La structure hexagonale rentrante 3D composite obtenue est différente des solutions proposées dans la littérature scientifique en raison des contraintes techniques textiles qui ont orienté son élaboration. Finalement, nous avons pu produire cinq échantillons de qualité « satisfaisante ».

Néanmoins, certains points seraient améliorables dans de futurs travaux, pour tendre vers une qualité plus proche d'un composite aéronautique.

A l'étape de filature, des fils de PP de plus faibles diamètres auraient pu être utilisés pour pouvoir augmenter le nombre de tours/mètre de l'hélice. Cela permettrait possiblement d'améliorer la couverture des fils d'enveloppe sur les fils d'âme et d'homogénéiser l'imprégnation.

Pendant le tissage, un plan de rentrage en chevrons pourrait permettre de tirer parti de la symétrie de l'armure gaufrée bicouche de façon à augmenter la densité de fils de chaîne. Un travail équivalent pourrait être fait pour l'insertion des fils de trame. Cela permettrait d'utiliser des fils plus fins et ainsi de lisser le côté « escalier » du composite. Une autre piste d'amélioration pourrait être de limiter les grands flottés des fils de chaîne et trame en incluant des fils techniques peu tendus pour permettre au comportement hors plan de la structure d'apparaître. Ces fils apporteraient du liage dans les pans obliques ce qui augmenterait leur rigidité et diminuerait l'anisotropie de ces zones, en ajoutant une seconde direction forte.

L'étape de thermoformage est améliorable, en utilisant un moule usiné dédié. Cela permettrait de gagner en qualité de fabrication mais aussi de choisir et optimiser les paramètres géométriques de la structure hexagonale rentrante 3D. Par ailleurs, l'utilisation d'un autoclave pourrait permettre une meilleure répartition de la chaleur et de la pression pendant le processus de fabrication. Néanmoins, un montage dédié devra être développé pour assurer le bon déroulement de l'imprégnation.

Le composite d'étude est à ce stade produit avec une qualité jugée suffisante pour être testé. Néanmoins, ses spécificités en termes de géométrie et d'orientation de fils rendent son comportement mécanique difficile à anticiper. Un protocole expérimental dédié doit être développé, car un grand nombre de méthodes d'observations de la littérature s'avèrent difficilement applicables. Cela sera détaillé dans le chapitre suivant.

Chapitre 3

Etude expérimentale de la réponse mécanique d'une structure rentrante 3D composite pour une sollicitation de traction

Pour étudier le comportement mécanique du composite, un essai mécanique est nécessaire. Etant complexe et en dehors des standards des essais classiques, ce dernier doit être entièrement défini « sur mesure » pour s'adapter à notre structure composite. Cela passe par le choix du moyen d'essai, de son instrumentation et du post-traitement.

En raison de la nature des éprouvettes testées, une étape de pré-cyclage est mise en place afin de limiter l'influence des défauts de fabrication sur la phase de traction monotone à rupture de l'essai. En plus de cela, une étude du gauchissement de l'éprouvette au cours de l'essai est nécessaire afin de pouvoir statuer sur la qualité de l'essai. Cette étude est permise grâce à l'utilisation de la stéréo-corrélation d'image numérique. L'utilisation de cette méthode d'observation est ici faite en dehors du cadre « traditionnel » d'utilisation (échantillon de grande taille, fort relief et zones de vides). Par conséquent, des étapes de vérification des données de corrélation d'images sur des cas simples sont réalisées. Cette méthode de mesure permet le développement de post-traitements du comportement hors-plan à l'échelle locale et globale, selon des bornes d'études particulières à définir également.

L'éprouvette étant constituée de cellules élémentaires périodiques, l'identification d'un volume élémentaire représentatif est envisagée grâce aux données de la stéréo-corrélation d'images. Les bornes de mesure du comportement hors-plan ne permettant pas une telle étude, une grandeur alternative est étudiée avec des bornes plus généralisables à l'étude de plusieurs cellules.

Finalement, l'objectif à long terme étant de développer un matériau pour des problématiques d'absorption d'énergie lors de sollicitations dynamiques, deux vitesses de sollicitations différentes seront étudiées.

Organisation du chapitre :

3.1 Protocole expérimental mis en œuvre pour étudier la réponse mécanique de l'échantillon composite architecturé.....	86
3.2 Mise en place du protocole d'étude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 5 mm/min jusqu'à rupture	97
3.3 Etude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 100 mm/min à rupture	105
3.4 Homogénéisation des propriétés matérielles et effets d'échelle (cellule unitaire vs 2x2, vs 4x4)	113
3.5 Conclusion.....	115

3.1 Protocole expérimental mis en œuvre pour étudier la réponse mécanique de l'échantillon composite architecturé

3.1.A Spécificités de l'éprouvette étudiée et difficultés associées

Dans le cadre de cette étude, il est important de souligner l'échelle « intermédiaire » du « matériau » d'étude. Ce dernier est un composite fortement architecturé, ce qui va introduire certains changements au niveau des essais. Certaines propriétés liées aux spécificités géométriques du matériau rapprocheront les analyses de celles que l'on trouverait pour des petites structures (dimensions centimétriques). Cela impliquera des traitements supplémentaires par rapport à une éprouvette matériau standard.

Pour rappel, l'échantillon composite d'étude possède 6x6 cellules hexagonales rentrantes 3D dont les 4x4 centrales ont été thermoformées correctement, c'est-à-dire maintenues et chauffées par le moule présenté dans la section 5 du chapitre 2. Le pourtour de ces cellules avait simplement pour raison d'être de permettre à l'effet hors-plan de l'architecture de se former pendant l'étape de tissage et sont simplement chauffées pendant l'étape de consolidation. L'étude porte donc sur les cellules composites centrales répondant davantage aux prérequis géométriques de la structure hexagonale rentrante. Ces cellules sont hétérogènes au niveau des pans, en raison de l'armure textile retenue pour le tissage et du diamètre important des fils impliquant des écarts visibles entre deux fils de chaîne ou trame consécutifs. L'échantillon étant encore à l'état de prototype, les cellules sont ici centimétriques et de qualité relativement variable en termes de géométrie (les cellules ne sont pas exactement identiques), d'alignement de fils (les fils sont parfois ondulés là où ils devraient être rectilignes). Ces variabilités proviennent en majorité des manipulations du renfort nécessaires pour mettre en place le montage de thermocompression et le passage en presse. Ces opérations ont perturbé localement et assez aléatoirement l'orientation de certains fils (figure 3.1).

Dans le chapitre bibliographique, certaines techniques applicables à la mesure du caractère auxétique ont été présentées. La plupart des auteurs travaillant sur des éprouvettes issues de fabrication additive utilisent des structures 2D extrudées dans l'épaisseur. L'étude des déformations de ces « profilés » auxétiques s'appuie sur certains points remarquables de leur structure (bases et intersections des pans obliques des sabliers, ...) pour calculer leurs déplacements et remonter aux déformations de la structure. L'effet auxétique de ces structures est ainsi majoritairement étudié en compression grâce à des moyens optiques.

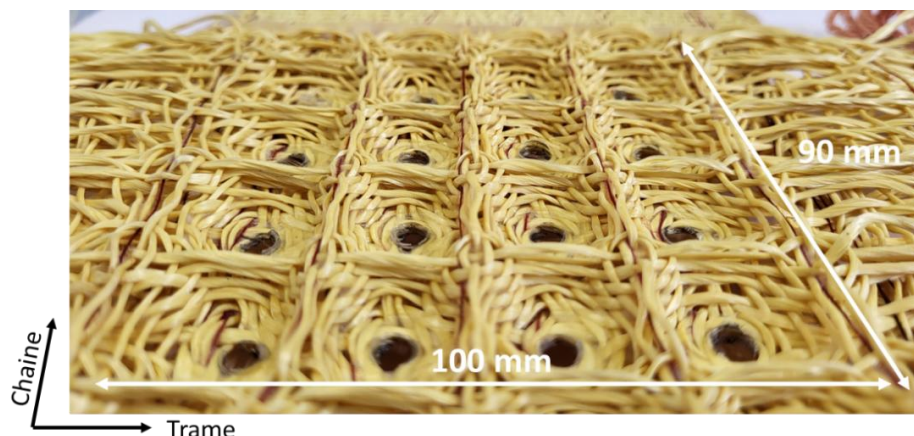


Figure 3.1 : Rappel des dimensions de la zone d'étude du composite et de son état général.

Les cellules hexagonales rentrantes sont ici 3D dans l'épaisseur du composite. La disposition juxtaposée et la nature du renfort fibreux rendent complexes la transposition et l'identification de ces points remarquables et déformations, par observation latérale. Par conséquent et en raison de la non assurance de la planéité de l'éprouvette, appliquer une sollicitation de compression sur les échantillons et mesurer

une déformation latérale sur une seule couche ne semble pas être la solution à privilégier pour caractériser le comportement. Une autre méthode d'observation et de sollicitation doit être développée pour étudier le comportement mécanique de ce composite.

Le composite de l'étude (figure 3.1) est complexe par son architecture fibreuse qualifiable de 2,5D car nous n'avons pas un matériau massif (les fils ne sont pas superposés dans l'épaisseur comme pourrait l'être un renfort type interlock 3D). C'est l'entrecroisement seul de ces fils qui permet d'obtenir l'effet de volume. Pour maximiser la zone observable et ainsi améliorer la compréhension des mécanismes de déformation du composite, une sollicitation en traction est d'abord étudiée. Ces données seront à terme utilisées pour calibrer un modèle de simulation par éléments finis qui permettra d'approfondir les observations et d'étudier le comportement en compression (purement numérique) du matériau. Par ailleurs, ce type d'essai est plus simple à réaliser, ce qui permet d'avoir une meilleure qualité d'introduction de l'effort dans l'éprouvette. Ces considérations étant prises en compte, il reste à déterminer une méthode et un protocole d'étude pour ce composite architecturé.

Pour le reste de l'étude, certains termes seront utilisés pour désigner des zones de l'éprouvette (figure 3.2a) ou des zones localisées de la cellule élémentaire (figure 3.2b). Les zones de l'éprouvette désignent des groupements de cellules : 6x6 pour la zone gaufrée totale (nécessaire pour obtenir une zone centrale thermoformée), 4x4 pour la zone d'étude (couverte par le moyen de mesure de champ) et la zone 2x2 centrale, principalement étudiée dans le reste du chapitre. Le terme de colonne désigne les cellules disposées suivant le sens des fils de chaîne (verticaux dans les illustrations qui suivront). Pour ce qui est de la cellule élémentaire, ces représentations sont toujours orientées de façon à ce que les pans nommés haut, bas, gauche et droite sur la figure 3.2 le restent (à défaut, leurs localisations sont toujours signifiées par leur couleur). Le plan médian (ou méplat) est aussi utilisé pour décrire une partie de la cellule élémentaire, située entre les différents pans et dans le plan $z = 0$.

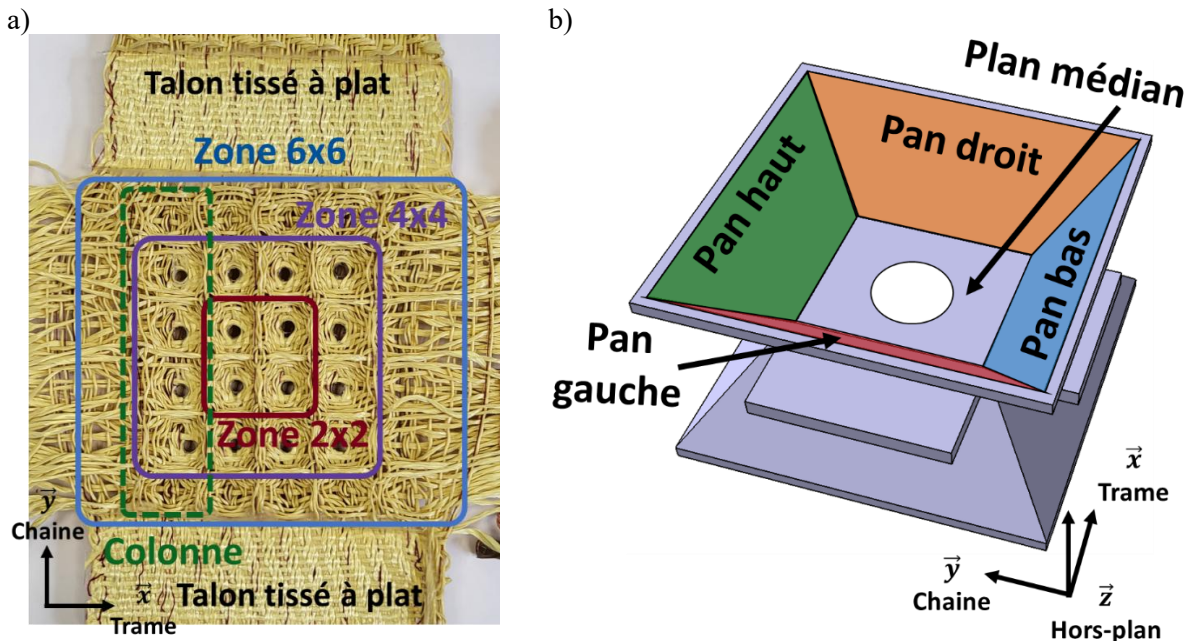


Figure 3.2: Glossaire des termes utilisés pour le reste du chapitre pour désigner les zones de l'éprouvette (a) et de la cellule élémentaire (b).

3.1.B Proposition de protocole de mesure

Le matériau architecturé étudié présente un état de surfaces non-plan, notamment sur les pans. Cela empêche d'utiliser des moyens « classiques » de mesure des déformations comme des jauges de déformation. D'autres méthodes doivent donc être employées pour étudier ce composite de « grandes

dimensions » par rapport aux éprouvettes habituelles normalisées. Il n'existe pas d'essais normés pour identifier et quantifier le comportement auxétiq ue d'un matériau qui plus est composite et fibreux comme celui étudié. Ici, en traction, le comportement d'un matériau auxétiq ue viserait à obtenir un gonflement hors-plan. Cependant, ce n'est pas la meilleure configuration d'étude, en raison de la disposition des cellules dans la couche et du fait que la couche est ici unique. L'idée reste néanmoins de pouvoir observer et tirer un maximum d'informations sur les mécanismes de déformation présents pendant l'essai.

Ainsi, un rapide cahier des charges des objectifs de l'essai est le suivant :

- Observer les déplacements et déformations dans le plan et hors-plan de l'éprouvette de grande taille,
- Comparer la déformation d'une cellule unitaire à l'échelle locale par rapport à celle de l'ensemble des cellules à une échelle plus globale,
- Analyser les déplacements et déformations obtenus pour différentes vitesses (quasi-statique et dynamique).

En tenant compte de l'architecture du textile composite et en considérant le sujet de l'identification de la propriété auxétiq ue du matériau, plusieurs verrous techniques et scientifiques sont à lever. Cela implique de répondre à plusieurs questions :

- Quelles sont les conditions initiales à adopter sur la machine de traction pour permettre la réalisation de l'essai (prérequis sur la préhension de la pièce à tester, dimensions de la pièce, protocole de sollicitation à adopter) ?
- Comment mesurer les déformations dans le plan et hors-plan d'une éprouvette architecturée (précision de la mesure et fiabilité des résultats obtenus, exploitation des données mesurées) ?
- Comment évaluer l'influence des défauts de fabrication à l'échelle de l'essai ?
- Comment s'assurer de la bonne mesure des grandeurs ?
- Quelles grandeurs sont à extraire de l'essai et quelles bornes faut-il choisir ?

La figure 3.3 est une photo du montage expérimental finalement proposé. La justification des choix de conception de ce montage seront explicités dans les paragraphes suivants.

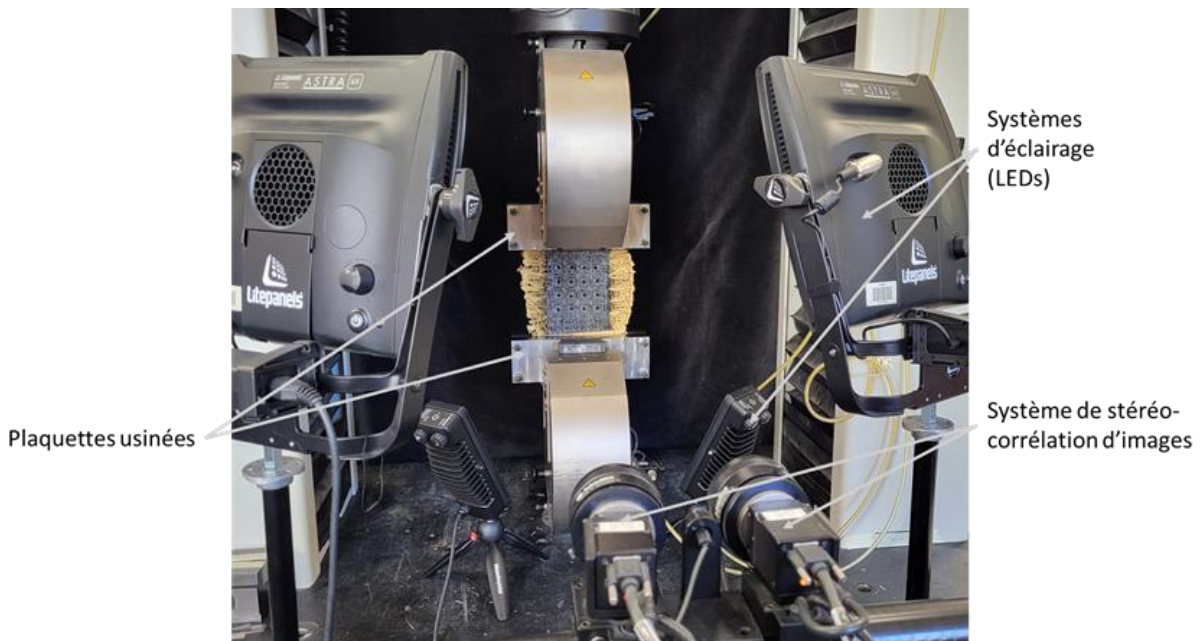


Figure 3.3 : Montage expérimental mis en place pour permettre l'étude de la structure hexagonale rentrante 3D composite.

Dans un premier temps, pour permettre le positionnement de l'éprouvette dans les mors de la machine de traction, quatre plaquettes ont dû être usinées (ces dernières étant identiques, seule une est représentée figure 3.4). Cela s'explique par les dimensions hors-normes de l'éprouvette dont le talon tissé à plat mesure 15 cm de large pour 5 cm de haut (figure 3.2). Pour limiter le risque de glissement, une zone moletée en forme de diamant d'un millimètre de profondeur est usinée sur les faces en contact avec le composite (figure 3.4a). Des passages pour des vis de diamètre 8 mm sont prévus pour ajuster le serrage des plaquettes en vis-à-vis de façon à augmenter la pression de contact des mors pneumatiques de la machine de traction. La face arrière des plaquettes est usinée au plus proche des dimensions du réceptacle dans le mors pour assurer le bon positionnement de l'éprouvette dans l'axe de sollicitation (figure 3.4b). Le dessin technique de la plaquette de mors est disponible en annexe 3.1.

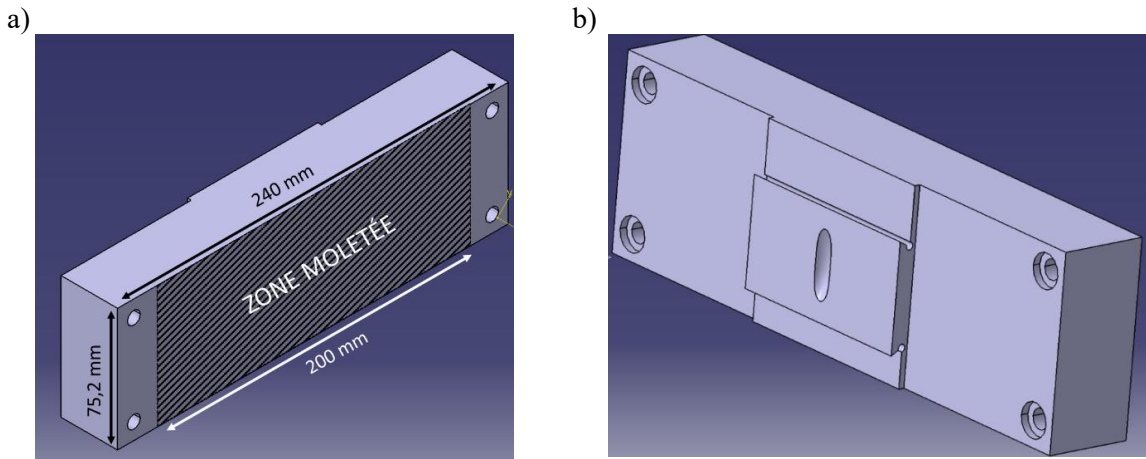


Figure 3.4 : Plaquette de mors usinée adaptée aux dimensions de l'éprouvette, vue de face (a) et arrière (b).

Pour répondre au besoin de mesure des déformations d'une éprouvette auxétique, l'utilisation de méthodes optiques peut être une solution adaptée. Pour ces dernières, des points remarquables des géométries peuvent être utilisés pour analyser les essais. La mesure des champs de déplacement par corrélation d'images est moins fréquente, en raison du caractère alvéolaire et des dimensions centimétriques des structures issues de fabrication additive. Les mesures de champs deviennent cependant plus pertinentes pour des structures dont le manque de distinction claire des contours ne permet pas d'utiliser les méthodes classiques. C'est le cas pour l'étude de mousses, auxétiques ou non, par exemple lors d'une sollicitation d'indentation, comme proposé par Duncan et al. [34]. Dans cette étude, les auteurs utilisent la technique de corrélation d'images numériques pour déterminer le déplacement de différents points de leur échantillon. A partir du déplacement des points, les champs de déformation peuvent être calculés et l'effet auxétique étudié.

Cette méthode de corrélation d'images, expliquée par Schreier et al. [95], permet de s'appuyer sur des hétérogénéités visuelles aléatoires de surfaces pour suivre des points d'image en image et déterminer leur déplacement. Ce n'est pas exactement les points qui sont suivis mais une zone carrée de quelques pixels de côté (appelée facette) centrée sur un point d'intérêt dont le niveau de gris est caractérisé pour pouvoir être ensuite recherché sur l'image suivante. Ces points particuliers proviennent éventuellement de la microstructure de la zone d'étude, ou plus généralement d'un mouchetis appliqué sur l'éprouvette. Cela consiste à peindre de façon homogène la surface de l'éprouvette dans une couleur (en général noire) et à ajouter de façon aléatoire (sans direction privilégiée) et non périodique de petites tâches contrastant fortement avec le fond (généralement blanches), appelées mouchetis (figure 3.5a). Ces précautions permettent de limiter les erreurs de correspondances dans l'association d'une facette d'une image à l'autre. Le côté aléatoire limite le risque de confondre deux motifs s'ils étaient périodiques (dans une direction ou une autre) et de distinguer les facettes différentes, comme illustré figure 3.5b. Le fort contraste entre le noir et le blanc permet de maximiser le nombre de points de référence et limiter le

risque d'erreurs de corrélation (en augmentant la richesse de motif dans la facette). Après leur acquisition, les images sont comparées l'une à l'autre pour retrouver la position de chacune des facettes au cours du temps, malgré les mouvements et les déformations du mouchetis. Le suivi des facettes se base sur un critère de correspondance, pouvant être, par exemple, la recherche d'un déplacement minimisant un critère de moindres carrés. Cependant, d'autres types de critères peuvent être utilisés pour tenir compte des possibles variations d'intensités lumineuses, au prix de coûts de calculs plus importants. Une fois toutes les facettes de la zone d'étude suivies pendant le temps de l'essai, les déplacements dans le plan des facettes d'une image à l'autre sont déterminables, ainsi que les déformations calculées entre les centres de facettes voisines. Les champs associés sont obtenus à travers des fonctions polynômiales permettant de décrire les variations continues dans une facette.

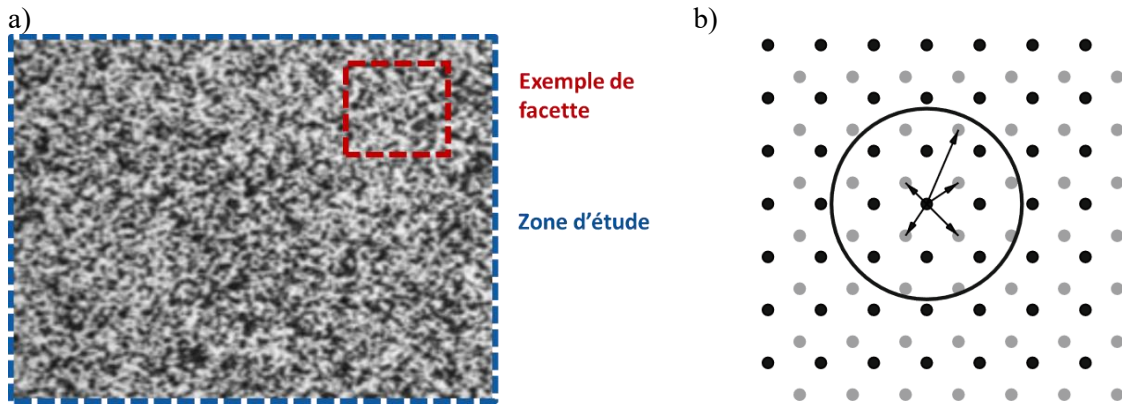


Figure 3.5 : Illustration d'une facette dans une zone d'étude mouchetée (a) et problème de correspondance pour une structure répétitive (b). [95]

Dans le cadre de notre étude, ce principe 2D est intéressant, en raison de la faible précision géométrique des motifs d'étude. Néanmoins, la manifestation d'un éventuel comportement auxétiq ue du composite se traduirait par une variation de l'épaisseur et en particulier par un gonflement hors-plan lors de la sollicitation de traction. Par conséquent, être capable de mesurer une variation d'épaisseur devient nécessaire. C'est ce que permet la stéréo-corrélation d'images numériques. A partir du principe de corrélation d'images 2D est construite la stéréo-corrélation d'images numériques permettant de mesurer des déplacements hors-plans en se basant sur la stéréoscopie. Pour ce faire, deux caméras synchronisées éloignées d'un certain angle (typiquement 10 à 30° selon Schreier et al. [95]) par rapport à la normale de l'échantillon sont utilisées pour filmer l'essai. Cela pose déjà un premier problème par rapport à notre matériau architecturé : ce dernier présentant un relief marqué, chaque pan de la structure possède sa propre normale, ce qui va nécessiter d'utiliser la méthode de stéréo-corrélation dans un cadre non standard.

Qui plus est, les dimensions de l'éprouvette de 100 mm par 90 mm impliquent de placer les caméras à une distance d'environ un mètre de l'éprouvette pour pouvoir visualiser l'entièreté de l'éprouvette et laisser une marge de 3 cm sur la partie supérieure de l'image pour capter les déplacements de traction (figure 3.6). Ce choix d'observation d'une zone étendue est fait au détriment de la résolution spatiale.

Les caméras utilisées sont des Baumer TXG50-P de 5MPx (2448x2050px). Dans la configuration de l'essai, la résolution spatiale est de 0,1 mm/pixel.

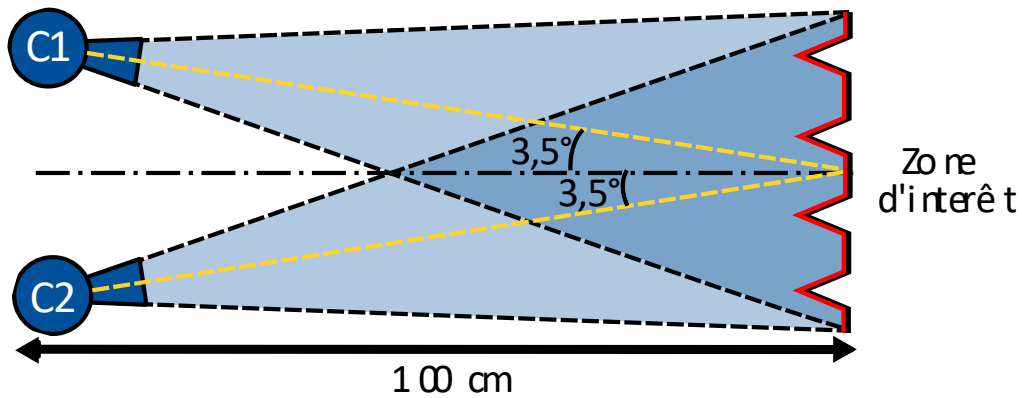


Figure 3.6 : Représentation schématique du montage utilisé pour la stéréo-corrélation d'images numériques.

Le relief de l'éprouvette formé par les hauts de pyramides tronquées visibles sur la face d'observation de l'éprouvette rend le choix de l'angle des caméras délicat. D'après Schreier et al. [95], l'intervalle d'angles recommandé pour le placement des caméras est de 10° à 30° . Cet intervalle permet d'avoir une bonne sensibilité aux effets hors-plan tout en limitant les effets négatifs de perspective sur les facettes. Cependant, l'architecture hors-plan du composite de nos échantillons implique de diminuer l'angle de stéréo-vision pour arriver à 7° et s'assurer d'un recouvrement maximal du champ des deux caméras. Par conséquent, les conditions d'utilisation sortant des bornes usuelles nécessitent de vérifier la précision atteignable dans la mesure hors-plan par le système d'acquisition. Un mouvement de corps rigide est appliqué à une plaque droite reliée à une table micromécanique (figure 3.7a). Un déplacement par palier de 0,1 mm a été imposé en descendant jusqu'à -1 mm pour revenir à la position d'origine. Ce déplacement imposé est mesuré dans les mêmes conditions que l'essai. La mesure ainsi que l'écart sont représentées sur la figure 3.7b. L'écart moyen absolu est de 0,017 mm avec un écart-type de 0,014 mm. Les déplacements attendus étant de l'ordre de 0,1 mm, les conditions de précision sont satisfaisantes. Par ailleurs, cette étape de vérification permet de tester la calibration des caméras qui a dû être faite «manuellement» en dehors de la procédure du logiciel en raison du volume d'observation plus important que pour les utilisations habituelles. Cette calibration est faite avec une mire codée fournie avec le système de stéréo-corrélation d'images et le logiciel Aramis V8.

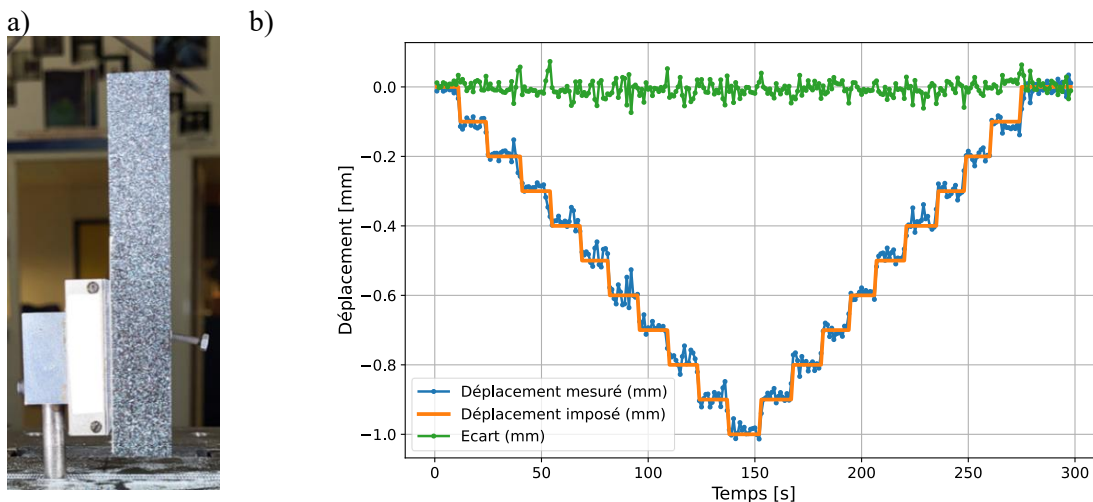


Figure 3.7 : Montage d'évaluation de la précision du système de stéréo-corrélation d'images avec un angle de 7° (a) et résultats (b).

Par ailleurs, le mouchetis utilisé a une taille particulière en raison de la distance entre les caméras et l'éprouvette. Un compromis entre un mouchetis fin (que la résolution des caméras ne pourra pas clairement différencier) et trop grossier (ne permettant pas une description complète dans les motifs de

définition des facettes pour bien décrire la surface) a dû être trouvé. Cela a impliqué plusieurs essais préalables pour trouver une taille satisfaisante. La technique utilisée est la projection de taches blanches avec une bombe de peinture, qui permet une répartition aléatoire du mouchetis. La projection est faite en 4 fois avec des orientations différentes de façon à pouvoir marquer au maximum chacun des fils rigides constituant les pans de la structure gaufrée (figure 3.8a). Seule la surface centrale de 4x4 cellules est mouchetée, le reste n'étant pas correctement thermoformé.

Pour compléter la description du montage expérimental (figure 3.3), quatre systèmes d'éclairage ont été installés de façon à limiter le risque de formation d'une ombre projetée par un pan et garder un éclairage homogène sur la surface de l'éprouvette (cela afin de maximiser le nombre de points de corrélation en raison du relief marqué de l'échantillon). L'éprouvette de la figure 3.8 est une éprouvette martyre utilisée pour mettre au point le protocole expérimental et déterminer la façon dont doivent être traitées les colonnes latérales non thermoformées de l'éprouvette (simplement chauffées en raison de la taille du moule de thermocompression, comme explicité en figure 3.8b).

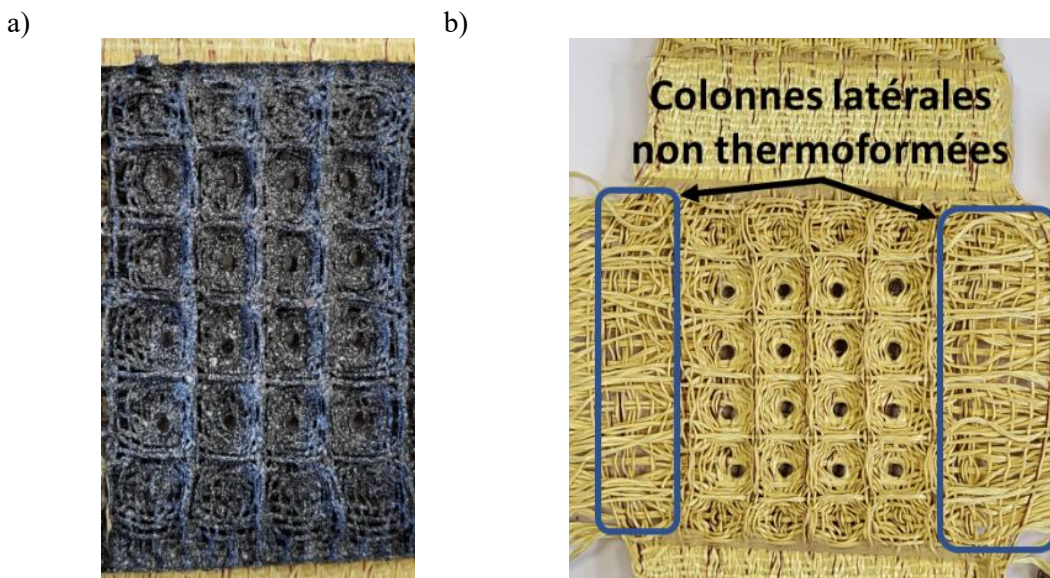


Figure 3.8 : Eprouvette composite mouchetée (a) et rappel des zones non thermoformées de l'éprouvette (b).

Pour statuer sur l'influence des colonnes latérales (présentes, coupées ou découpées) sur la réponse d'une cellule ou d'une zone centrale et en considérant le faible nombre d'échantillons fabriqués, il a été décidé de réaliser des essais cyclés à faible charge afin de tenter de tirer un maximum d'informations sans les endommager. Ces essais consistent en une montée en charge de l'éprouvette à 10 kN (dans la limite élastique du matériau déterminé d'après un autre essai) à 5 mm/min pour rester dans des conditions quasi-statiques. La décharge se fait à 1 mm/min jusqu'à 1,6 kN pour s'assurer que l'éprouvette n'est pas sollicitée en compression (au cas où elle aurait plastifié) et conserver une marge de sécurité. Un intervalle de temps de relaxation de 5 minutes est laissé entre les cycles de chargement.

La figure 3.9a présente les trois cas d'étude proposés pour déterminer l'influence des colonnes latérales. La référence est prise pour un échantillon complet (avec des colonnes latérales intactes) sur 5 cycles. Les grandeurs relevées pour cette étude sont la force et le déplacement de la traverse de la machine de traction Instron 5887 équipée d'une cellule d'effort uniaxiale piézo-électrique Kistler de 300 kN. L'échantillon est ensuite entaillé en haut et en bas sur toute la largeur des colonnes extérieures. Cela permet de rompre la continuité des fils et faire en sorte de ne plus les solliciter pendant l'essai. Une nouvelle série de cinq cycles est alors appliquée suivant le même protocole, le tracé de la courbe force-déplacement est représenté sur la figure 3.9b (avec la mesure des pentes pour chacune des phases de

traction). La dernière série de cycles est réalisée sur la même éprouvette avec les colonnes latérales complètement découpées.

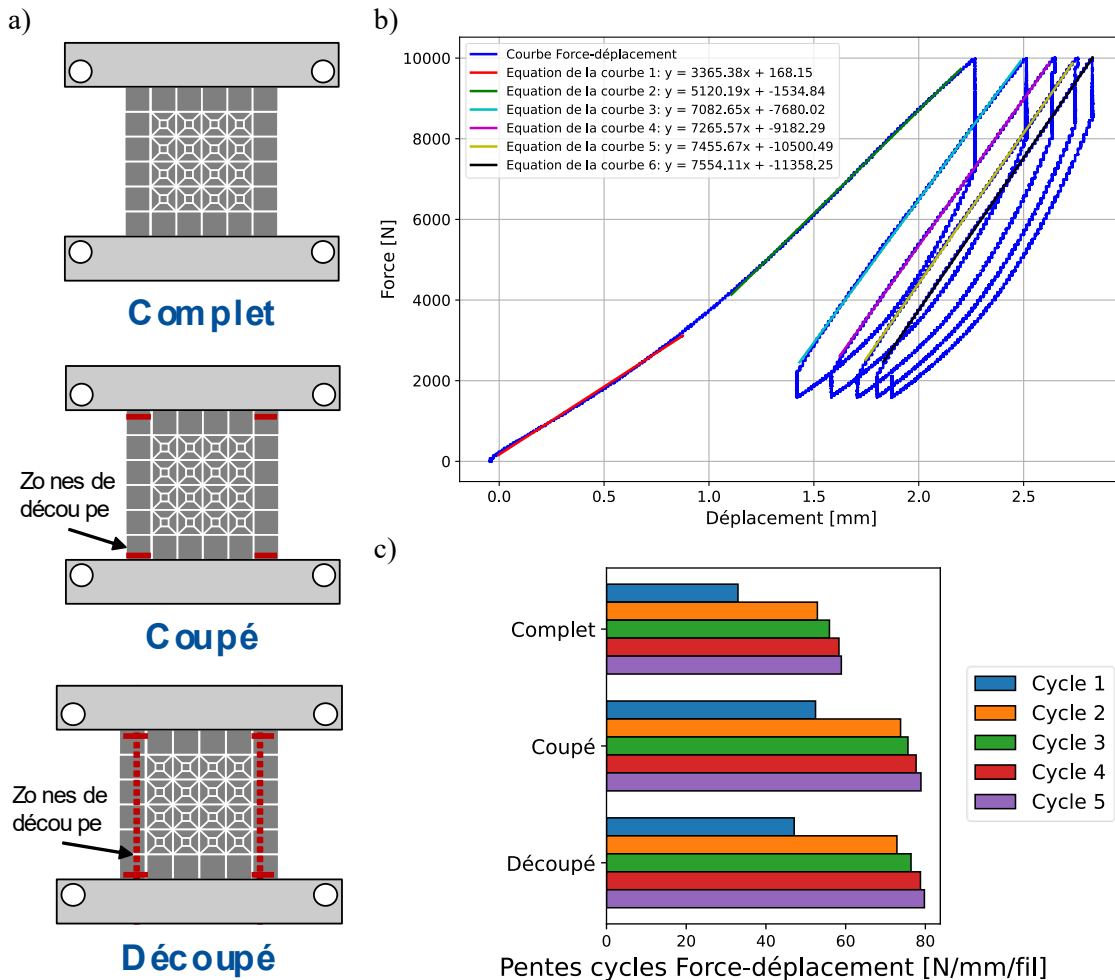


Figure 3.9 : Cas étudiés pour examiner l'influence des colonnes latérales (a), courbe force-déplacement cyclée du cas coupé avec détermination des pentes pour chaque cycle de traction (b) et histogramme récapitulatif des pentes ramenées au nombre de fils considérés pour chacun des cas et cycles (c).

Un histogramme récapitulatif l'ensemble des pentes ramenées au nombre de fils de chaîne sollicités est présenté à la figure 3.9c. Plusieurs constats peuvent être tirés de ces données, le premier étant que la pente du premier cycle est systématiquement plus faible que les autres. Cela s'explique en partie par la phase de réalignement des fils de chaîne lors de la première sollicitation et du fait que, pour les suivantes, l'éprouvette est maintenue tendue (avec une consigne de blocage de la traverse une fois les 1,6kN atteints). La première pente rouge (courbe 1) de la figure 3.9b témoigne de ce fort effet de réalignement dans les premiers instants de l'essai. La différence est marquée entre les valeurs de pentes pour l'échantillon « complet » et les autres. Ces derniers cas sont plus « rigides » car les fils des cellules simplement chauffés sont fortement désalignés et contribuent de façon négligeable à la résistance mécanique lorsqu'on ramène ces pentes au nombre de fils de chaîne sollicités (144 pour l'échantillon complet et 96 pour les deux autres cas). Si l'on s'intéresse aux cas « coupé » et « découpé » les valeurs de pentes sont très similaires. Les différences étant peu significatives, le choix est fait, pour les deuxième et troisième essais à venir, de simplement couper les fils de chaîne des colonnes latérales pour limiter les opérations de découpe et les risques d'endommagement des cellules d'intérêt pendant la préparation de l'éprouvette. Par ailleurs, cela permet également de repousser les effets de bords libres de cette zone d'étude.

Le logiciel utilisé pour faire l'acquisition des images, les traiter et assurer la corrélation d'images est Aramis V8 de GOM correlate. La figure 3.10a présente l'image acquise par la caméra de gauche et la figure 3.10b, la surface reconstruite par le logiciel. La taille des facettes choisie est de 15 pixels et pour leur création, la distance entre deux centres de facettes est fixée à 2 pixels. Cette taille de facette est un compromis permettant d'avoir suffisamment d'informations pour assurer la corrélation tout au long de l'essai, décrire correctement la surface, et limiter le coût de calcul nécessaire à la construction. Pour cette étape de mise au point du protocole, la corrélation d'une même facette à travers les images se fait par rapport à l'image initiale en raison des faibles déformations ($<1\%$) au cours de ces cycles. Par ailleurs, les reliefs de la structure sont très nettement visibles, le système mis en place permet d'atteindre une précision suffisante pour distinguer les fils de chaîne et de trame les plus hauts. Pour les fils de trame inférieurs, leur distinction est plus difficile car ils sont positionnés sous les fils de trame situés plus en avant, ce qui génère un petit artéfact de mesure (effet de « mur »). Un autre type de défauts, lié à la structure, concerne l'apparition de « zones blanches » (synonymes de perte d'informations) en raison de l'occultation par une portion de fils non recouverts de mouchetis (car inaccessible) au-dessus d'un autre, ce qui entraîne une perte de corrélation des facettes, faisant apparaître une zone blanche à certains endroits.

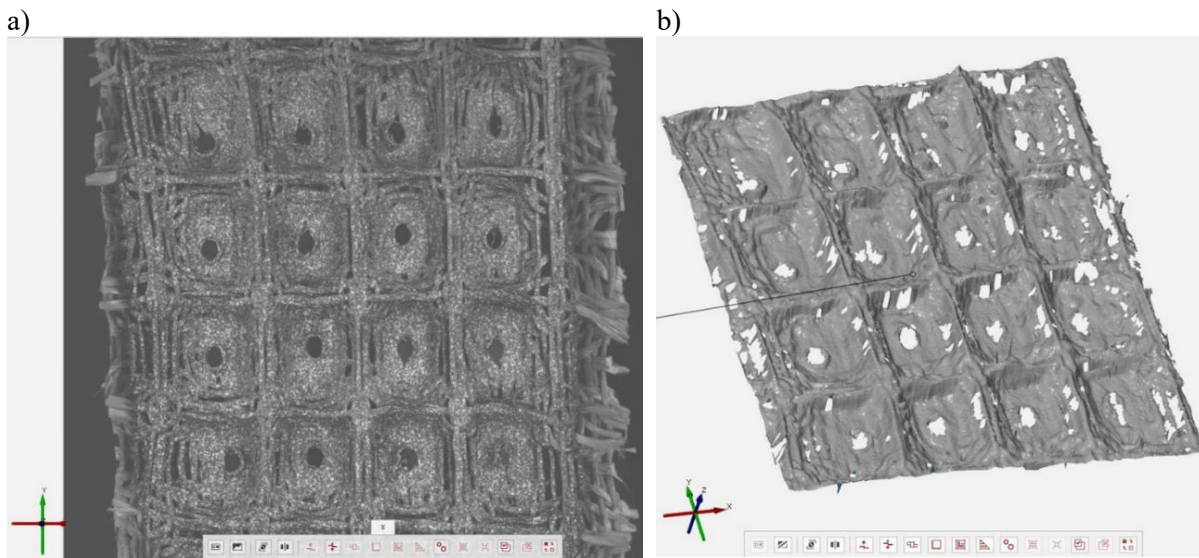


Figure 3.10 : Zone observée par la stéréo-corrélation d'images (caméra de droite) sur l'éprouvette découpée (a) et surface reconstruite par le logiciel Aramis V8 (b).

La structure composite observée est très hétérogène et sujette à certains défauts de fabrication comme des inhomogénéités d'imprégnation, des différences de tension de fils et, à certains endroits, des zones de non alignement des fils de chaîne et trame notamment pour les flottés les plus longs. L'un des risques pouvant être rencontrés lors d'un essai de traction monotone jusqu'à rupture est que la déformation et la rupture soient dirigées par l'un de ces défauts. Cela amènerait finalement à ne pas mesurer l'effet de structure mais l'influence d'un défaut sur le comportement de la structure. Pour limiter ce risque, un pré-cyclage de l'éprouvette a été réalisé en suivant le protocole précédemment introduit (traction à 5mm/min jusqu'à 10 kN, descente jusqu'à 1,6 kN sur 5 cycles), pour « mettre en place » l'architecture, en faisant en sorte de déformer les zones riches en résine, et d'aligner les fils les moins tendus avant de passer à la phase de traction monotone.

Pour évaluer l'intérêt de cette étape de pré-cyclage, une évaluation de la cartographie des déformations en sens de traction et transverse au cours des cycles est réalisée. Les cartographies dans les sens Y (traction) et X (transverse) des cycles 1, 2 et 5 sont présentées sur la figure 3.11.

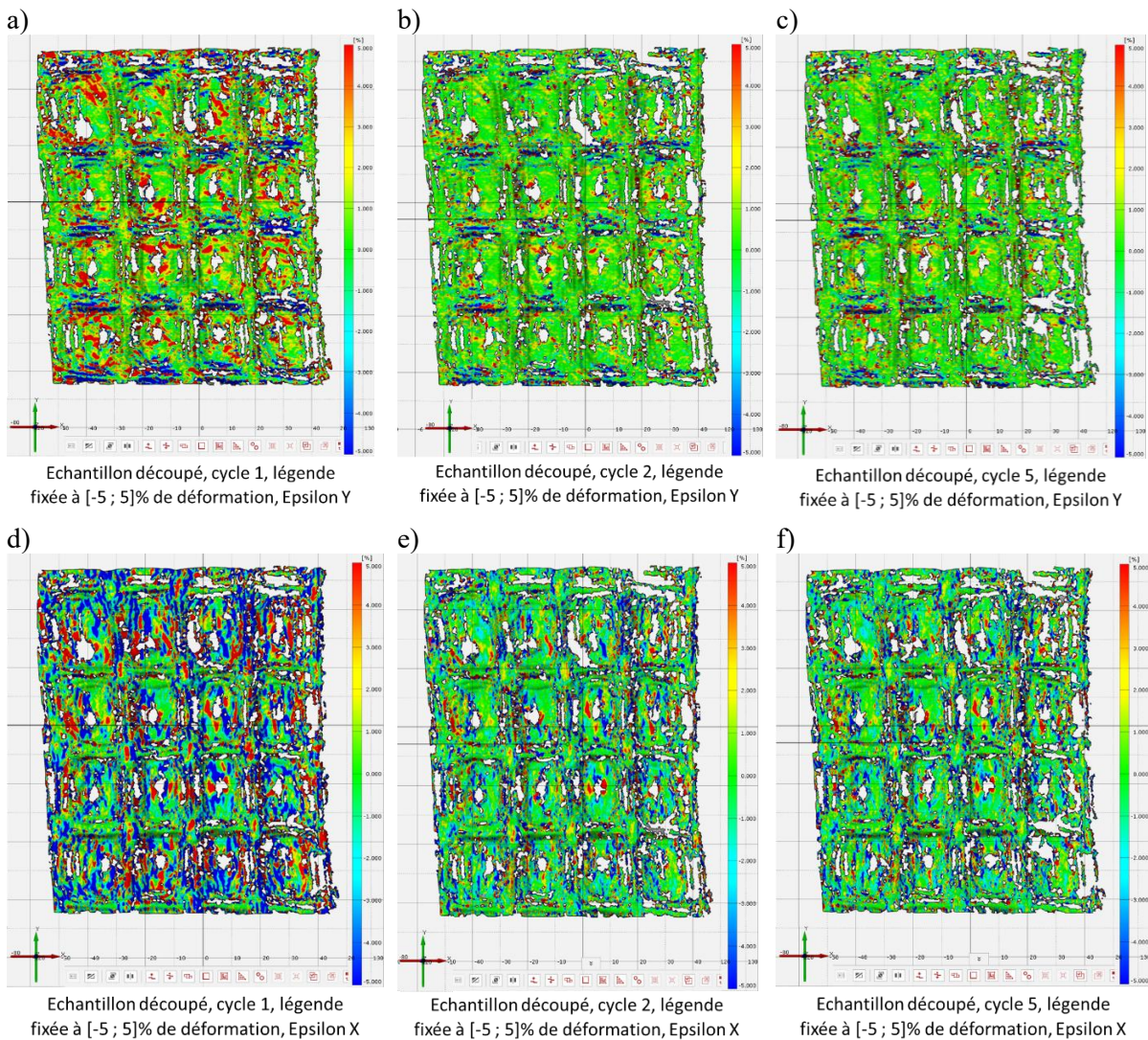


Figure 3.11 : Cartographie des déformations de l'éprouvette découpée au premier cycle (a), au second (b) et au cinquième cycle suivant Y (c) et au premier cycle (d), au second (e) et au cinquième cycle suivant X (f).

Dans le cas du champ de déformation suivant Y (figures 3.11a, b et c), la première observation concerne la diminution de l'amplitude des déformations. Les zones rouges de maximum de traction suivant Y diminuent avec le nombre de cycles et ce, dès le second. Plus généralement, ce pré-cyclage semble permettre d'homogénéiser les déformations au cours de ces cycles, limitant les points singuliers et, espère-t-on, leur influence sur l'essai à rupture. Cette observation est également vérifiée sur les champs de déformation suivant X (figures 3.11d, e et f). Une autre remarque sur ces cartographies concerne la révélation des champs de déformations périodiques. Néanmoins, ces cartographies étant prises à la fin du cycle, quand la charge et le déplacement sont maximaux, un premier problème de corrélation apparaît dans la partie supérieure de la première cellule de l'échantillon, à droite. La zone pourtant relativement bien reconstituée au premier cycle ne l'est plus au cinquième. Cela est dû au fait que la corrélation des facettes se fait par rapport à la première image du cycle. Dans les sollicitations à faible charge, beaucoup de mécanismes de tension de fils sont activés, complexifiant la corrélation en fin de sollicitation. Le choix est donc fait d'utiliser une méthode de « lagrangien actualisé » en se basant sur l'image n-1 pour retrouver les facettes de l'image n, ce qui permet de conserver un plus grand nombre de zones corrélées. Ce sera particulièrement utile pour des niveaux de déformations plus importants.

Enfin, l'observation de ces motifs de déformation périodiques interroge sur la nature du comportement entre une cellule seule et la structure dans son ensemble (plusieurs cellules juxtaposées) qui pourra être davantage étudiée sur des essais avec des échantillons mieux consolidés en termes d'alignement des fils dans la structure.

Cette section a permis de définir et mettre en place un moyen et un protocole d'essai permettant d'étudier le composite architecturé. La sollicitation de traction permet une introduction simple de l'effort. La cellule d'effort permet d'avoir la mesure de la force appliquée à l'éprouvette, le déplacement de la traverse de la machine est également relevé. La mise en place d'un système de stéréo-corrélation d'images permet d'acquérir et de mesurer les déplacements dans le plan et hors-plan de la surface de l'éprouvette ainsi que les déformations dans le plan. La préparation de l'éprouvette a été elle aussi étudiée vis-à-vis des colonnes latérales qui seront coupées pour les futurs essais afin de limiter leur influence sur la réponse mécanique des échantillons. Enfin, l'ajout d'une étape de pré-cyclage avant l'essai monotone permet de limiter l'influence des défauts de fabrication en homogénéisant les déformations, et en appliquant une pré-tension aux fils de chaîne, avant de réaliser le chargement à rupture.

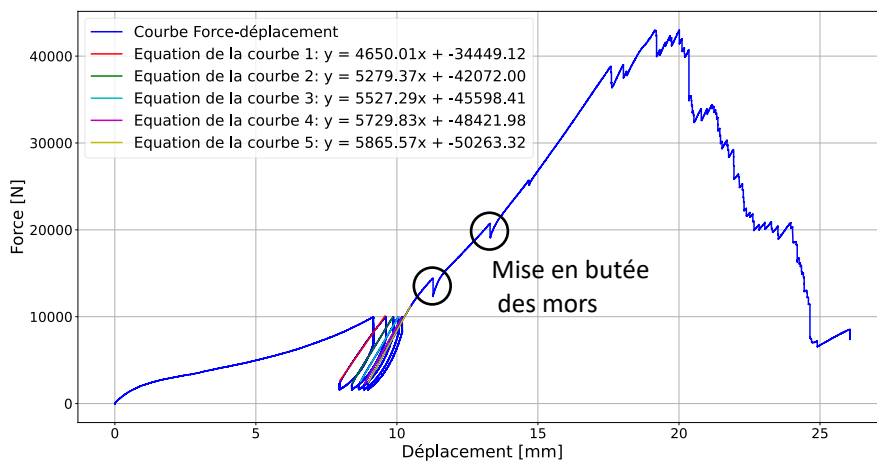
3.2 Mise en place du protocole d'étude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 5 mm/min jusqu'à rupture

L'étude du comportement mécanique du composite architecturé est ici réalisée sur un échantillon de qualité satisfaisante (fils davantage tendus et meilleure qualité visuelle de fabrication) et d'après le protocole évoqué plus tôt (partie 3.1). Cette section va s'attacher à décrire les phénomènes observés lors du premier essai de traction à rupture réalisé à une vitesse de 5 mm/min.

3.2.A Déroulement de l'essai de traction à 5 mm/min

La courbe complète de l'essai de traction à 5 mm/min est présentée figure 3.12a et le cas particulier du pré-cyclage est présenté figure 3.12b. L'équation de la courbe 1 (figure 3.12b) donne la pente du second cycle. Le premier étant majoritairement non-linéaire en raison du réalignement très important des fils lors de ce premier cycle de traction, il n'est pas intéressant de le considérer pour l'évaluation de la raideur des échantillons. Comme observé sur l'échantillon de mise au point du protocole, les pentes semblent rapidement converger vers 5865 N/mm après quelques cycles. La variation des pentes est relativement contenue, ce qui montre que le choix de la zone de chargement pour le pré-cyclage est correctement choisie (peu de phénomènes non-linéaires, ici les pentes ne diminuent pas, ainsi, il ne semble pas que des phénomènes d'endommagements aient lieu).

a)



b)

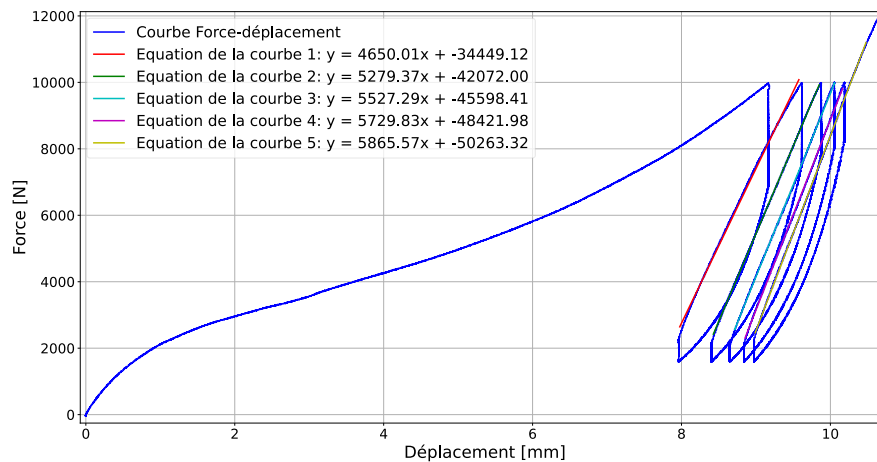


Figure 3.12 : Courbes force-déplacement de l'essai complet à 5 mm/min (a) et focalisation sur la zone de pré-cyclage (b).

La figure 3.13 isole et détaille la portion de la courbe correspondant au cycle à rupture de l'éprouvette. Cette portion de courbe s'arrête au maximum de la courbe force-déplacement de la figure 3.12a. Les deux premiers « sauts » de cette courbe (mis en exergue sur la figure 3.12a) sont dûs à la mise en butée des mors pneumatiques auto-serrants (7 bars de pression appliquée), phases d'adaptation se produisant malgré un serrage important des plaquettes à l'aide des quatre boulons. Les autres « sauts » sont dûs à des ruptures de fils précoces. Cette courbe est globalement linéaire, avec un léger assouplissement puis une légère rigidification sans doute liée aux réalignements de fils se produisant au cours du chargement, ce qui se traduit concrètement par une pente à l'origine de 5987 N/mm (après le 5ème cycle) et une pente en zone « finale » de 4659 N/mm. Ce changement de pente peut éventuellement être également associé à des phénomènes d'endommagement et/ou de plasticité (non-retour à l'origine de la zone linéaire stabilisée favorisant l'apparition d'une déformation potentiellement résiduelle). Cette remarque est néanmoins à mitiger en raison du caractère fortement architecturé du matériau d'étude par rapport à un matériau massif, qui en complique le comportement.

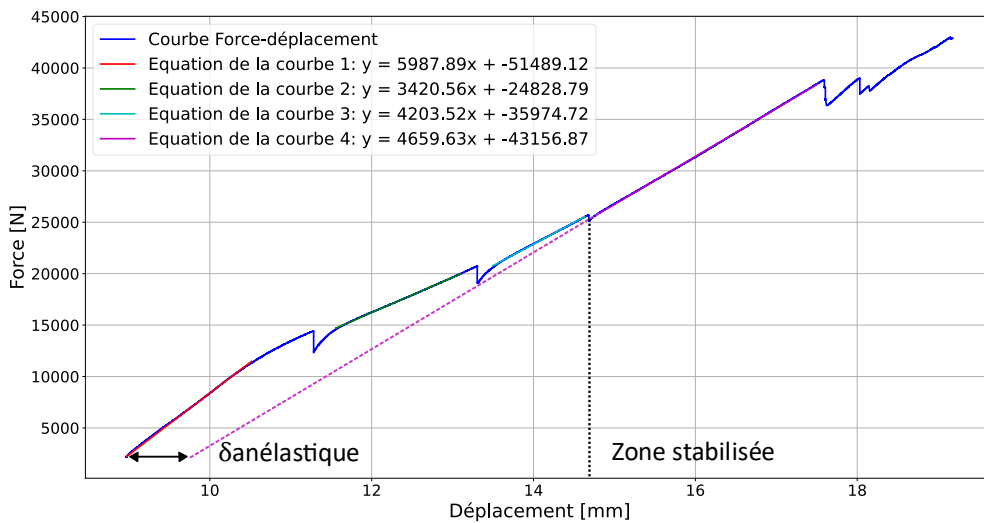


Figure 3.13 : Détail de la courbe du cycle à rupture à 5 mm/min de l'éprouvette.

La phase de rupture consiste en une succession de ruptures de fils de chaîne. Aucun signe de glissement de l'éprouvette dans les mors n'a été constaté malgré le calage « tardif » des mors en butée. Néanmoins, les fils de chaînes de cette éprouvette ne sont pas tous exactement parallèles et verticaux au terme de la fabrication. Par conséquent, ce défaut de rectilinéarité implique un phénomène « global » de gauchissement de l'éprouvette une fois sollicitée. Ce dernier peut être évalué grâce à l'utilisation de la stéréo-corrélation d'image. Les coordonnées des points sur les sommets des motifs sont extraites sur les cinq fils de chaîne supérieures (premier plan) de l'éprouvette. Les vecteurs entre les points des sommets extrêmes dans la fenêtre d'étude sont calculés, comme représentés sur la figure 3.14, pour chaque incrément de temps. L'évolution de l'angle α , entre le vecteur initial et celui calculé pour chaque incrément de temps, est utilisée pour qualifier la rotation de chacun des cinq fils de chaîne. Cet angle est calculé suivant la formule de l'équation (3.1) dans laquelle M_A est le point le plus bas du « fil » suivant Y, M_B le point le plus haut, t désigne la variable de temps pendant l'essai et t_0 le temps initial servant de référence pour le calcul de la variation de l'angle.

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\overrightarrow{M_A M_B(t)} \cdot \overrightarrow{M_A M_B(t_0)}}{\|\overrightarrow{M_A M_B(t)}\| \cdot \|\overrightarrow{M_A M_B(t_0)}\|} \right) \quad (3.1)$$

L'évolution de l'angle α pour les 5 fils de chaîne (notés C_1, C_2, C_3, C_4 et C_5 en bas de l'image) pendant le cycle à rupture est représentée sur la figure 3.14b. A partir de ces courbes, une rotation générale de l'éprouvette est mesurée, à des niveaux différents pour chacun des fils de chaîne en raison de la

dispersion dans les orientations initiales des fils. En termes de distance parcourue latéralement, en prenant une longueur moyenne de 103 mm pour les fils de chaîne et un angle moyen de $0,74^\circ$, cela implique un déplacement latéral moyen de 1,3 mm. Les prochains résultats, pour cet essai à 5 mm/min, seront à considérer en fonction de cette rotation.

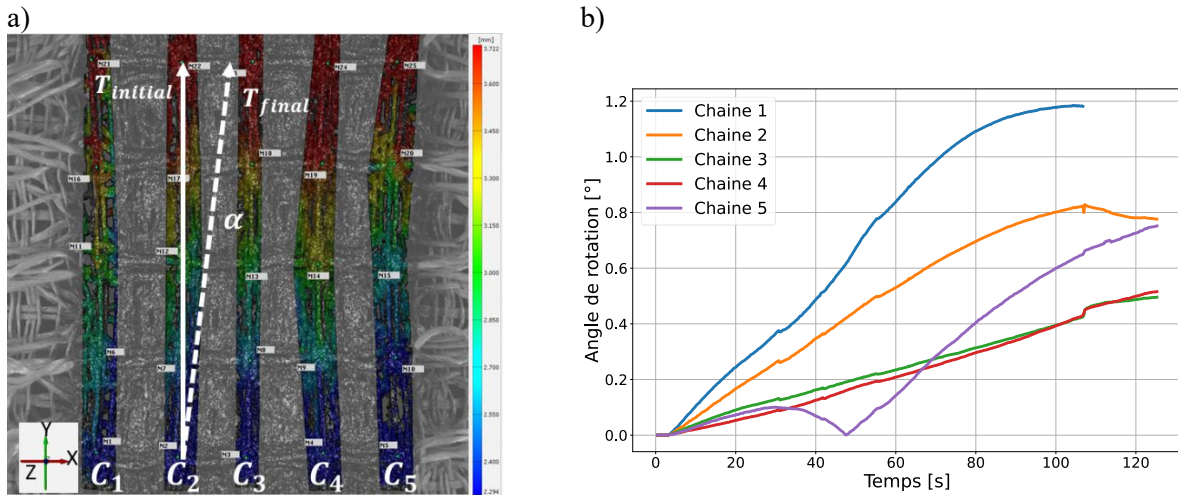


Figure 3.14 : Représentation des bornes de mesure utilisées pour extraire les données de calcul du gauchissement de l'éprouvette (a) et évaluation de l'angle de rotation au cours de l'essai à 5 mm/min pour les cinq fils de chaîne supérieurs (b).

3.2.B Etude du comportement hors-plan de la structure pour une sollicitation de traction dans le plan à 5 mm/min

Le comportement hors-plan de l'échantillon est étudié par stéréo-corrélation d'images. La zone d'observation de l'échantillon concerne les 2x2 cellules en son centre (carré central de la figure 3.15a). La stéréo-corrélation d'images permet une exploitation très riche des déplacements (déplacements globaux et composantes suivant les axes x, y et z). Par conséquent, un « tri » et une sélection de ces informations est nécessaire pour faciliter l'étude des cellules. L'objectif est ici de suivre la variation de l'épaisseur suivant z par rapport à la sollicitation axiale, suivant l'axe y.

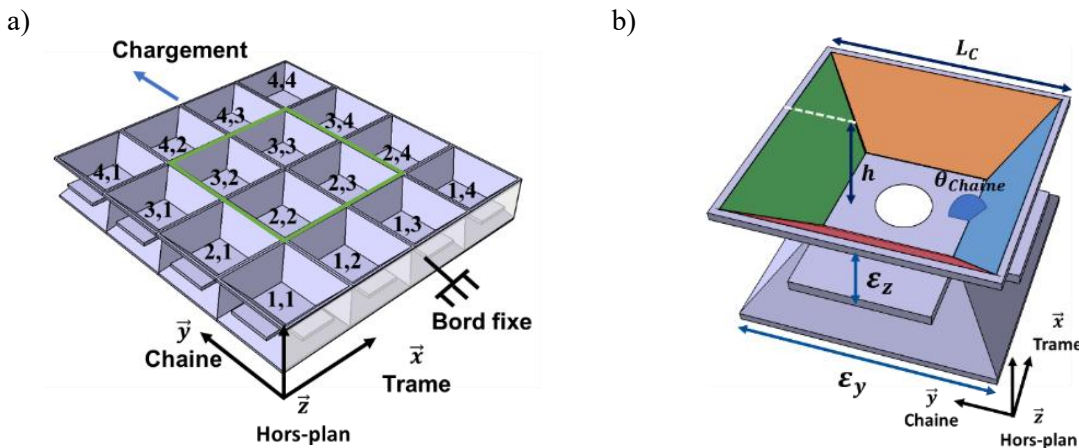


Figure 3.15 : Représentation schématique de la zone d'étude complète avec la numérotation des cellules (a) et des grandeurs mesurées par stéréo-corrélation d'images sur la cellule élémentaire (b).

Pour déterminer les déformations « ingénieur » axiales (sens de chargement) selon l'axe y, et hors-plan, des cellules unitaires, l'extraction des coordonnées de points particuliers de la géométrie est nécessaire. La définition de ces points a fait l'objet d'une étude préliminaire et les points théoriques retenus sont présentés sur la figure 3.16. Les coordonnées des points distingués avec un point blanc (P et F) sont

extraites directement à partir du logiciel de corrélation. Dans le fond des cellules, les points F servent à définir un cercle passant par ces trois points, cercle dont les coordonnées du centre seront utilisées comme position pour le fond de la cellule (les points C en orange). Ce choix a été retenu parmi plusieurs propositions étudiées, car il limite (en se basant sur 3 points) l'impact de perturbations locales sur l'estimation de la position de la zone centrale du motif de sablier lors des essais. Ainsi, la hauteur d'un pan particulier est déterminée comme la différence entre la coordonnée en z d'un point au sommet d'un pan (points P) et la coordonnée en z d'un point calculé en fond de motif (points C), d'après l'équation (3.2). Les centres des cellules étant théoriquement dans le plan $z = 0$, et dans l'axe du chargement lors de la traction, ils sont censés y rester tout au long de la sollicitation. Les coordonnées des points distingués par les points verts (D) sont utilisées pour déterminer les déformations longitudinales selon y de chaque cellule.

$$h = Z_P - Z_C \quad (3.2)$$

$$\varepsilon_z = \frac{h - h_0}{h_0} \quad (3.3)$$

$$\varepsilon_y = \frac{L_C - L_{C0}}{L_{C0}} \quad (3.4)$$

Les équations (3.3) et (3.4) sont utilisées pour déterminer les déformations « ingénieur » hors plan (ε_z) et dans le plan (ε_y) avec h la hauteur de la cellule à un instant donné, h_0 à l'instant initial, L_C la longueur de la cellule à un instant donné et L_{C0} la longueur de la cellule à l'instant initial. Les différentes hauteurs mesurées pour chacune des cellules peuvent être utilisées pour avoir une information locale sur un pan particulier de cellule. Par ailleurs, à l'échelle de la cellule, ces hauteurs peuvent être moyennées pour déterminer un comportement « global » de la cellule ; chaque hauteur peut également être moyennée sur les 4 cellules étudiées.

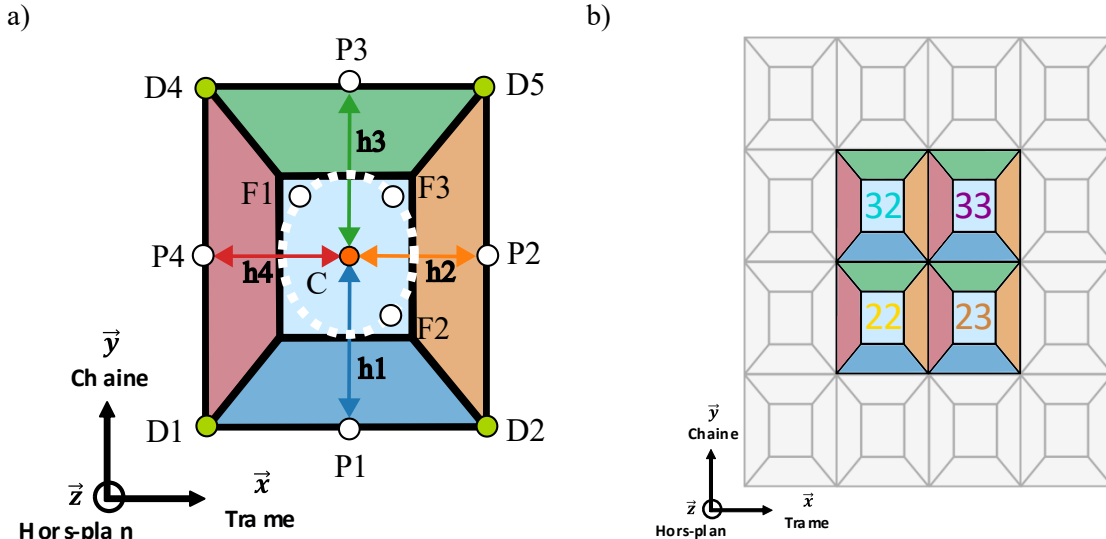
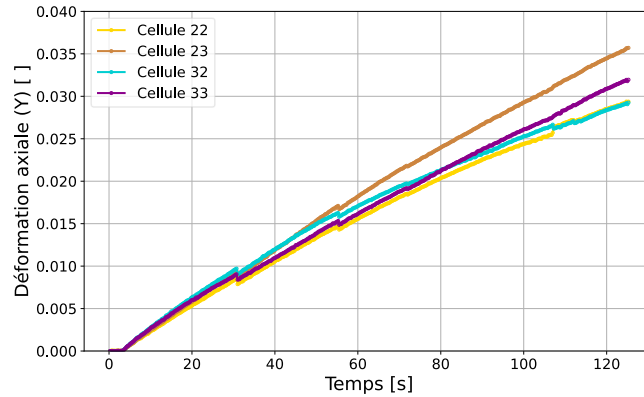


Figure 3.16 : Représentation des points extraits et calculés pour déterminer les déformations axiales (suivant y) et hors-plan (suivant z) pour une cellule unitaire avec notations simplifiées (a) et représentation pour la zone d'étude centrale de 2x2 cellules (b).

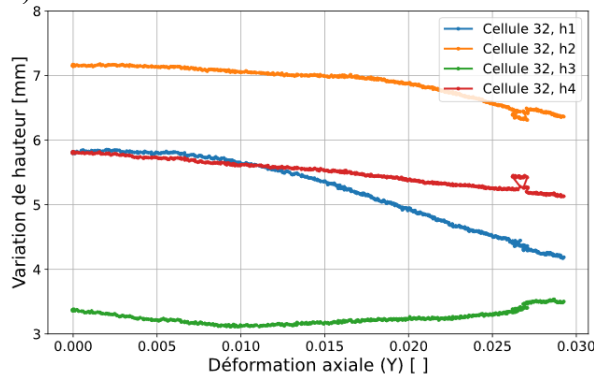
Pour développer l'outil d'exploitation et avoir une référence dans un cas « parfait », sans défauts de fabrication, un modèle numérique de l'essai de traction a été mis au point. Le modèle est bâti sur la géométrie de la zone mouchetée soit 4x4 cellules (point qui sera abordé en chapitre 4). Néanmoins, la zone d'étude du comportement hors-plan est réduite à la zone de 2x2 cellules centrales comme représenté sur le schéma de la figure 3.16b, ceci afin de limiter les perturbations dues aux éventuels effets de bords. La figure 3.17a présente la déformation axiale calculée pour chacune des 4 cellules

centrales. Pour une cellule, cette déformation axiale est calculée comme étant la moyenne des déformations calculées aux points D (figure 3.16). Ces déformations sont quasi linéaires pendant tout le cycle jusqu'à la rupture, ce qui est en accord avec les observations permises par les données de force-déplacement de la machine de traction. Les deux sauts présents sur chacune des courbes sont dûs à la mise en butée des mors pendant l'essai.

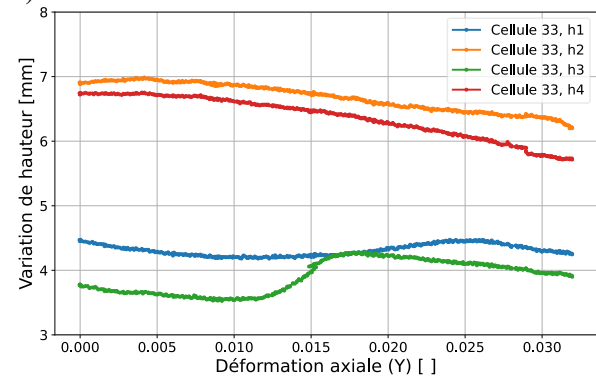
a)



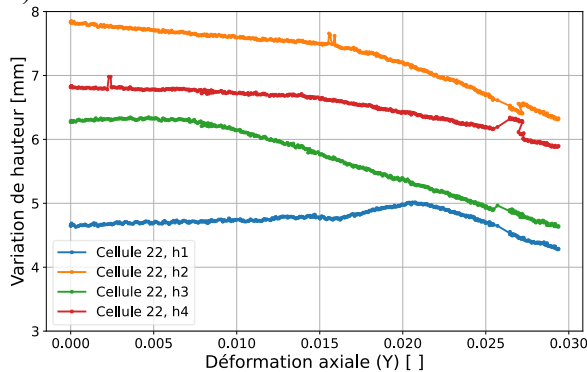
b)



c)



d)



e)

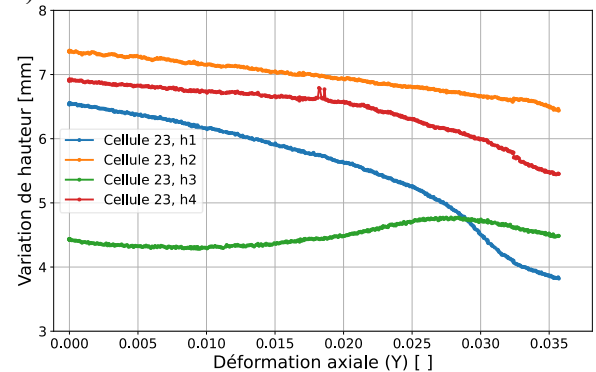


Figure 3.17 : Courbes de déformation axiale (5 mm/min) en fonction du temps pour les 2x2 cellules centrales en fonction du temps (a) et variation de la hauteur en fonction de la déformation axiale pour la cellule 32 (b), 33 (c), 22 (d) et 23 (e).

Les figures 3.17b,c,d et e présentent quant à elles l'évolution de la hauteur de chacun des pans des cellules élémentaires de la zone d'intérêt, calculée selon l'équation (3.2) et d'après la localisation de la figure 3.16a. D'après l'évolution des courbes, dégager une tendance indiscutable n'est pas évident. Malgré une meilleure qualité apparente de fabrication de l'éprouvette ayant été sollicitée par rapport à l'éprouvette de mise au point de la section précédente, une grande variabilité dans le comportement demeure. Cette variabilité est constatable dès la mesure de la hauteur initiale entre les différents pans des cellules élémentaires étudiées pour lesquelles il existe un écart de hauteur de quelques millimètres. Les hauteurs initiales h2 et h4, relatives aux pans gauches et droits sont néanmoins toujours supérieures

à h1 et h3 (relatives aux pans hauts et bas), en raison de leur position dans l'armure textile. L'allure des courbes présente également des différences marquées de comportement, les variations des hauteurs h2 et h4 sont moins chaotiques dans leurs évolutions que h1 et h3. Ces dernières présentent des variations beaucoup plus importantes en amplitude et des changements de sens d'évolution (zones de décroissance et croissance successives pour la courbe h3 des figures 3.17c et e).

Pour suivre le déroulé de la méthode d'analyse du comportement hors-plan de l'éprouvette, la déformation hors-plan (Z) est déterminée à partir des données de hauteurs et de l'équation (3.3). La figure 3.18 présente l'évolution des courbes de déformation hors-plan (Z) pour les quatre cellules élémentaires de la zone d'intérêt. La représentation des données de hauteurs à travers les déformations permet d'exacerber les similarités de comportements des pans gauches et droits (h2 et h4) au regard des pans hauts et bas (h1 et h3).

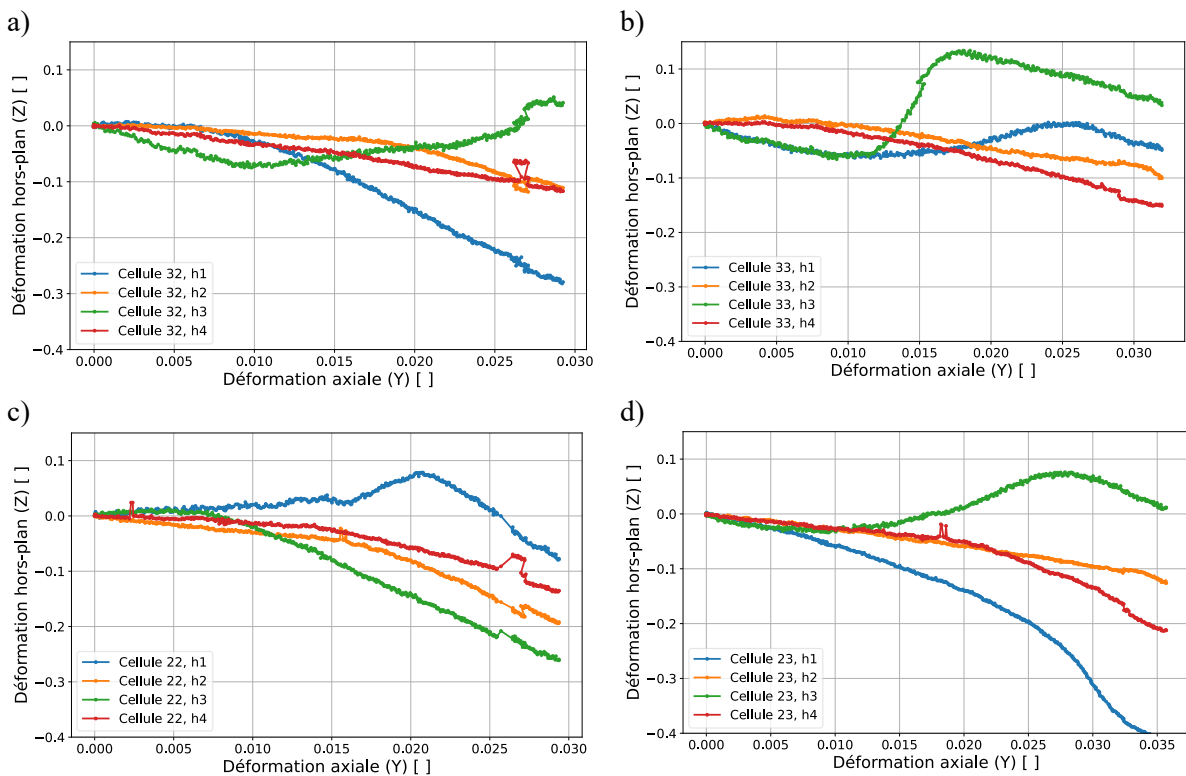


Figure 3.18 : Courbes de l'évolution des déformations hors-plan en fonction de la déformation axiale pour la cellule 22 (a), 23(b), 32(c) et 33(d) pour un essai à 5 mm/min.

3.2.C Cas particulier de l'évaluation du rapport des déformations hors-plan

De la même façon que pour un coefficient de Poisson traditionnel, le rapport des déformations (terme préféré en raison du comportement davantage « structure » que « matériau ») hors-plan est déterminé selon l'équation (3.5). Ce dernier est mesuré localement pour chacun des pans des cellules comme rappelé à la figure 3.19a et moyenné à l'échelle de la cellule entière (figure 3.19b).

$$RD_{yz} = -\frac{\varepsilon_z}{\varepsilon_y} \quad (3.5)$$

Comme pour les courbes de déformations hors-plan en fonction de la déformation axiale, deux comportements distincts sont observés suivant que la hauteur est mesurée sur un pan gauche et droit (h2 et h4) ou un pan haut et bas (h1 et h3) (figure 3.19a). Pour cet essai, le choix est fait de ne présenter que les courbes locales de rapports des déformations de la cellule 22, les autres sont disponibles en annexe

3.2. Les valeurs de rapport des déformations sont globalement ici toutes positives et ont des valeurs significatives.

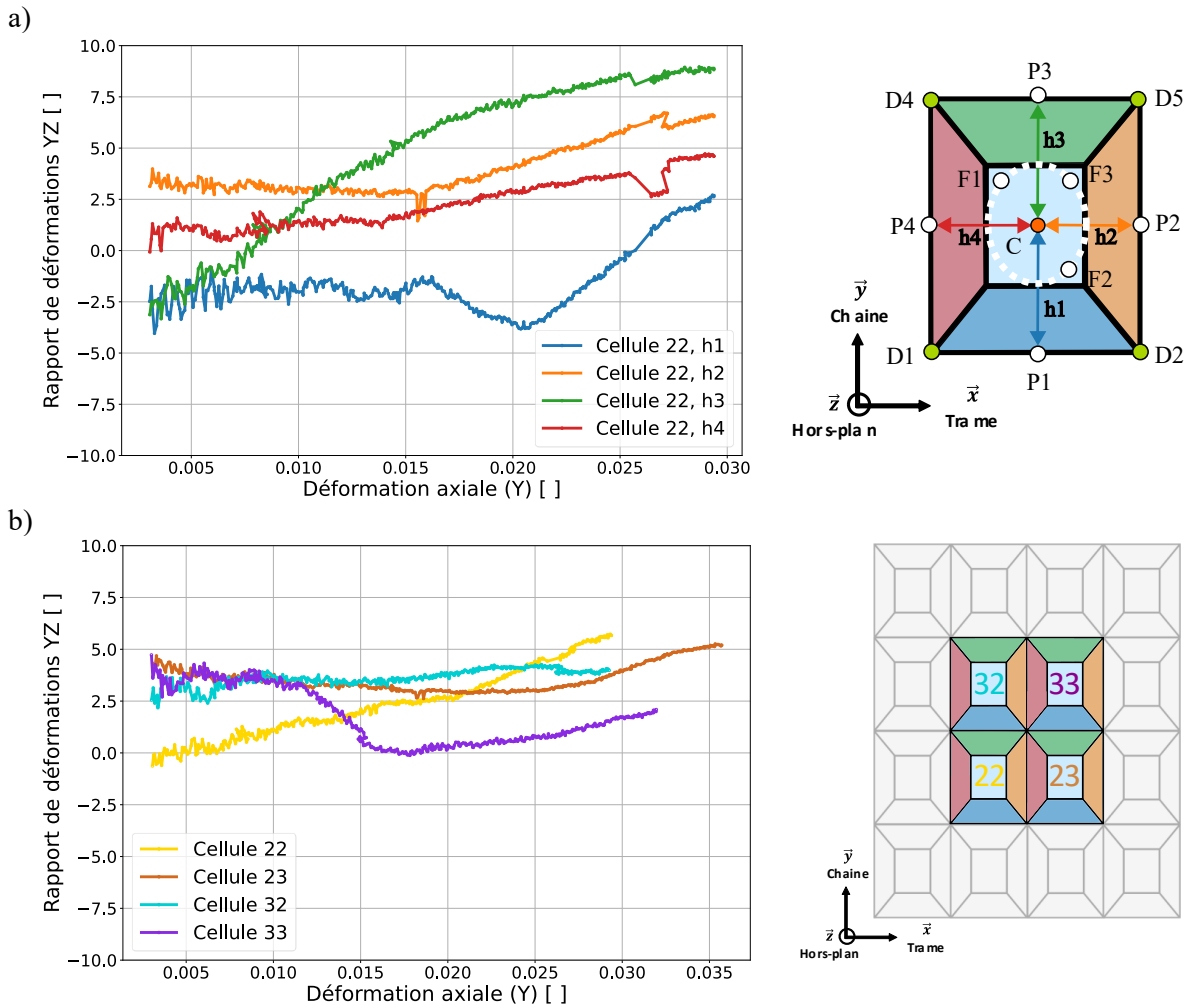


Figure 3.19 : Rapports des déformations hors-plan (YZ) en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y) pour les quatre pans de la cellule 22 (a) et moyennés à l'ensemble des 4 cellules centrales (b).

La figure 3.19b présente la moyenne des rapports des déformations des quatre pans d'une cellule. La tendance étudiée sur la cellule 22 semble se généraliser pour les 3 autres cellules centrales. Le rapport des déformations est positif et d'une valeur moyenne relativement importante au regard des valeurs usuelles de coefficients de Poisson. Par ailleurs, contrairement à une propriété intrinsèque d'un matériau, ce rapport des déformations est ici une fonction de la déformation axiale et n'est pas réellement constant.

Cette première étude sur un essai quasi-statique a permis de mettre en place les moyens d'observation pour un essai à rupture et d'ajuster la méthodologie de post-traitement. L'observation de l'éprouvette par stéréocorrélation d'images permet de statuer d'une part sur la qualité de déroulement de l'essai mais aussi de capter les grandeurs d'intérêt pour l'étude. L'évaluation de la variation de hauteur, de la déformation hors-plan et des rapports des déformations hors-plan est donc possible grâce à la démarche mise en place. Pour cet essai à 5 mm/min, un gauchissement de l'éprouvette a pu être constaté, en raison de la qualité de fabrication de cette éprouvette et des défauts de parallélisme des fils de chaîne. Par conséquent, il semble complexe d'extraire des conclusions définitives sur le comportement même qualitativement de cet essai.

En raison du nombre limité d'éprouvettes à ce stade de l'étude (trois de qualité correcte), certains choix ont dû être faits pour recueillir un maximum d'informations. Par conséquent, le second essai est réalisé à 100 mm/min afin d'évaluer une possible influence de la vitesse de sollicitation (même si cette vitesse reste faible par rapport aux vitesses typiques d'essais dynamiques) mais aussi pour avoir une seconde référence expérimentale pour étudier le comportement du matériau pour des vitesses faibles.

3.3 Etude du comportement mécanique de la structure pour un essai de traction à 100 mm/min à rupture

Les essais étudiés jusqu'à présent ont été réalisés à 5 mm/min aussi bien dans la phase de pré-cyclage que pour la phase de traction monotone à rupture. Pour aborder la question de la dispersion liée à la variabilité des éprouvettes, tout en commençant à étudier la possible influence de la vitesse de sollicitation sur la réponse mécanique de l'éprouvette, il a été décidé d'appliquer le même protocole que précédemment, donc sur le même moyen d'essais, en augmentant légèrement la vitesse de sollicitation de la phase de traction monotone à 100 mm/min (vitesse maximale à ce stade au regard des capacités d'acquisition du système de stéréo-corrélation d'images).

3.3.A Déroulement de l'essai de traction à 100 mm/min

En termes de vitesse moyenne de déformation, d'après l'équation (3.6) en faisant l'hypothèse que la vitesse de sollicitation est constante, pour une vitesse (V) de 5 mm/min et un échantillon de longueur initiale (L_0) de 120 mm, la vitesse de déformation ($\dot{\epsilon}$) est de $7 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$. Pour l'essai à 100 mm/min, la vitesse moyenne de déformation est de $1,4 \times 10^{-2} \text{ s}^{-1}$.

$$\dot{\epsilon} = \frac{1}{L_0} \cdot \frac{dL(t)}{dt} = \frac{V}{L_0} \quad (3.6)$$

La vitesse de déformation est multipliée par 20 mais reste lente par rapport à un contexte de dynamique type impact (e.g. de 1 m/s à 100 m/s) car l'éprouvette et son montage étant plus adaptés (au vu de leurs dimensions) pour une machine de traction standard, les vitesses de déformations atteignables restent de l'ordre du quasi-statique. Par ailleurs, comme évoqué précédemment, cette vitesse de 100 mm/min a été retenue pour permettre d'obtenir des images restant exploitables pour la stéréo-corrélation d'images, dont le système d'acquisition est limité à une fréquence de 10 Hz. La courbe force-déplacement de l'essai est représentée à la figure 3.20. Le déroulement de l'essai est très similaire à celui de l'essai à 5 mm/min.

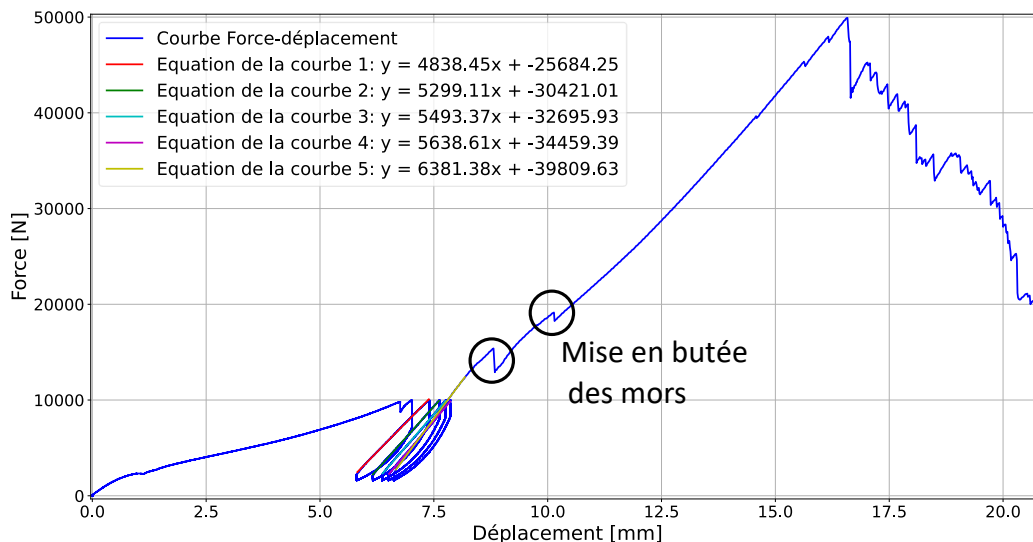


Figure 3.20 : Courbes force-déplacement de l'essai complet à 100 mm/min.

En termes de comparaison entre les courbes des deux essais, les pentes de pré-cyclage sont proches (tableau 3.1) et présentent un écart faible entre les deux essais. Cela rassure quant au niveau de reproductibilité de fabrication des éprouvettes et de réalisation de l'essai. La différence majeure se situe au niveau du cycle à rupture : à partir du moment où la vitesse de sollicitation change, un écart de 8,7 % est constaté par rapport à l'essai à 5 mm/min.

Tableau 3.1 : Comparaison des pentes relevées aux essais de 5 mm/min et 100 mm/min.

N° cycle	Pente essai 5 mm/min (N/mm)	Pente essai 100 mm/min (N/mm)	Ecart
2	4650	4838	4 %
3	5279	5299	0,3 %
4	5527	5493	-0,6 %
5	5729	5638	1,5 %
6 (Rupture)	5865	6381	8,7 %

La suite de l'essai est similaire à l'essai précédent, l'éprouvette présente toujours un comportement faiblement non-linéaire avec une rupture successive de fils de chaîne. La force maximale atteinte est de 49911 N, soit 13% de plus que pour l'éprouvette testée à 5 mm/min.

Le gauchissement de l'éprouvette, qu'avait révélé l'essai précédent, a été évalué en suivant le même protocole que précédemment (extraction des sommets, calcul des vecteurs et de l'angle de rotation au cours de l'essai suivant l'équation (3.1)). L'évolution de l'angle de gauchissement est représentée à la figure 3.21b. En termes de distance parcourue latéralement, en prenant une longueur moyenne de 97 mm pour les fils de chaîne et un angle moyen de 0,54°, cela conduit à un déplacement latéral moyen de 0,92 mm. Comme pour l'essai précédent, le gauchissement est toujours présent, mais atténué de 41%. Cet essai semble de meilleure qualité que le précédent (comme le laissait entrevoir visuellement la qualité de cette seconde éprouvette).

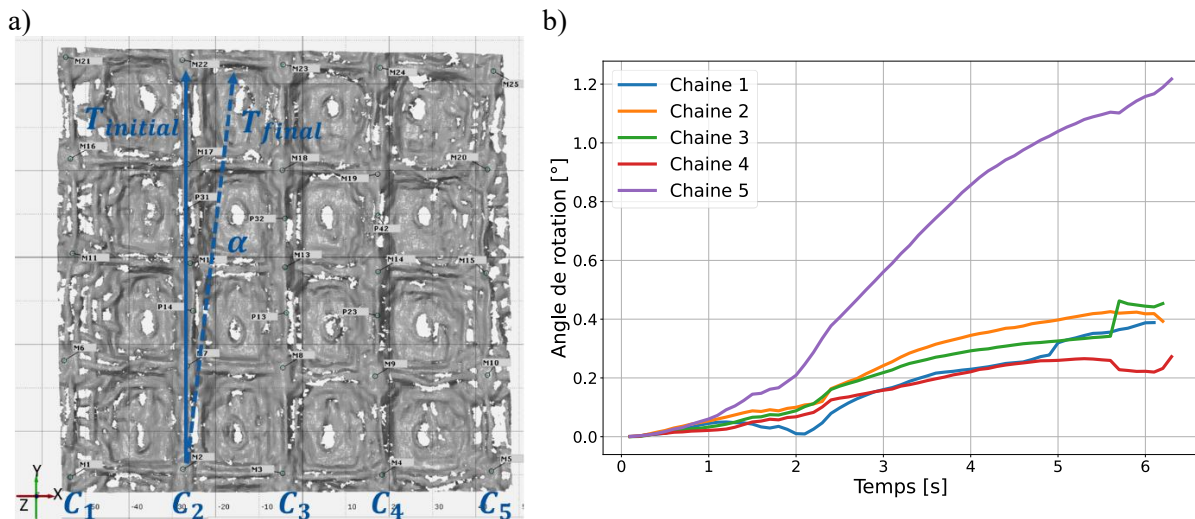


Figure 3.21 : Représentation des bornes de mesure utilisées pour extraire les données de calcul de gauchissement de l'éprouvette (a) et évaluation de l'angle de rotation au cours de l'essai à 100 mm/min pour les cinq fils de chaîne supérieurs (b).

3.3.B Etude du comportement hors-plan de la structure pour une sollicitation de traction dans le plan à 100 mm/min

La figure 3.22a présente la déformation axiale des quatre cellules centrales en fonction du temps. Ces courbes ont la même allure que pour l'essai à 5 mm/min mais, en moyenne, atteignent des niveaux de déformation légèrement plus faibles.

L'évolution des hauteurs de chacun des pans des cellules élémentaires de la zone d'étude est représentée sur les figures 3.22b, c, d et e. Un écart de hauteur initial entre les pans de la cellule élémentaire gauches et droits (h2 et h4) et hauts et bas (h1 et h3) est constaté comme précédemment (lié au procédé d'élaboration) mais présente moins de variabilité que pour l'éprouvette testée à 5 mm/min (figure 3.18). Pour cet essai, les courbes sont plus semblables d'une cellule à l'autre, comparées à celles obtenues avec

l'éprouvette précédente, ce qui tend à confirmer la meilleure « qualité » de cette seconde éprouvette. La différence de comportement entre les pans latéraux (gauches et droits) et verticaux (hauts et bas) est beaucoup plus nette ici.

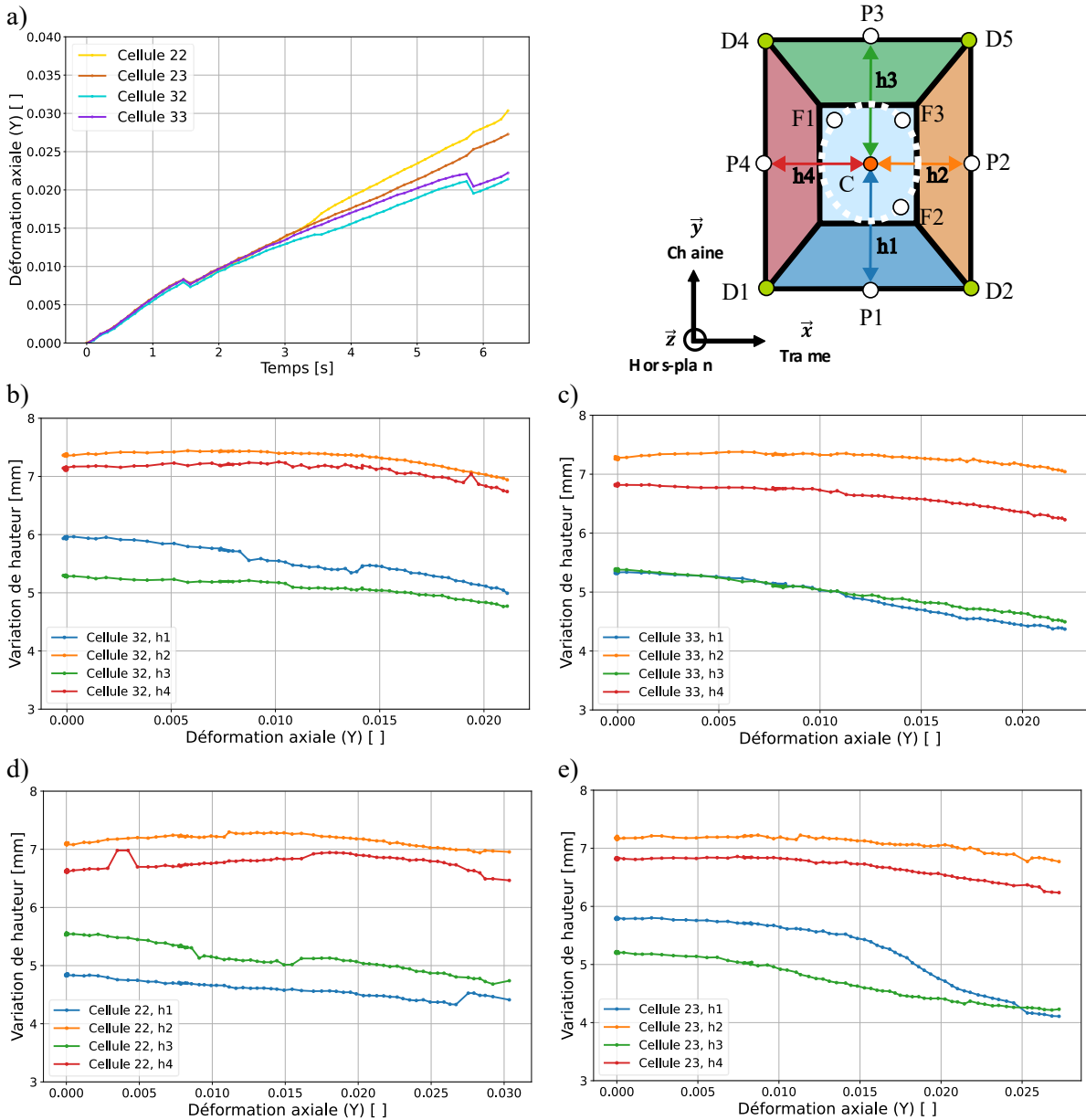


Figure 3.22 : Courbes de déformation axiale (100 mm/min) en fonction du temps pour les 2x2 cellules centrales en fonction du temps (a) et variation de la hauteur en fonction de la déformation axiale pour la cellule 32 (b), 33 (c), 22 (d) et 23 (e).

En raison de la similarité des résultats de variation de hauteurs des pans des différentes cellules élémentaires, seules les courbes de déformations hors-plan de la cellule 22 sont présentées ci-dessous, sur la figure 3.23. Les autres courbes sont disponibles en Annexe 3.3. Pour chacune des cellules élémentaires, deux comportements distincts sont de nouveau constatés, selon les pans étudiés : les déformations hors-plan des pans gauches et droits (h2 et h4) ont une évolution similaire différente de celles des pans hauts et bas (h1 et h3). Pour cet essai, toutes les courbes finissent par décroître.

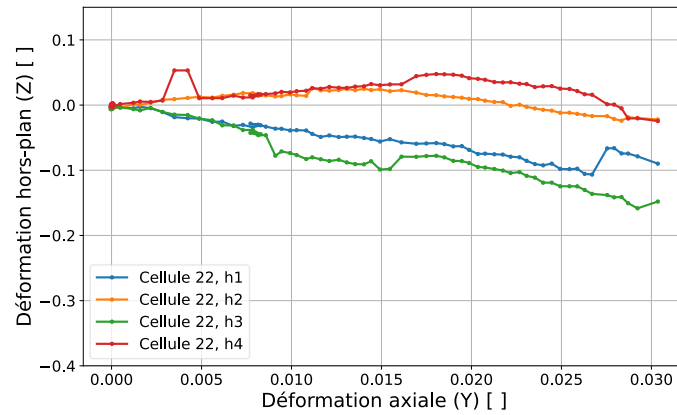


Figure 3.23 : Courbes de l'évolution des déformations hors-plan en fonction de la déformation axiale pour la cellule 22 pour un essai à 100 mm/min.

En termes de rapports des déformations, pour la cellule 22, les courbes présentées sur la figure 3.24a révèlent un écart en termes de valeur entre les deux groupes de pans. Pour ce qui est des tendances, les quatre courbes de rapports des déformations tendent à croître avec la déformation axiale.

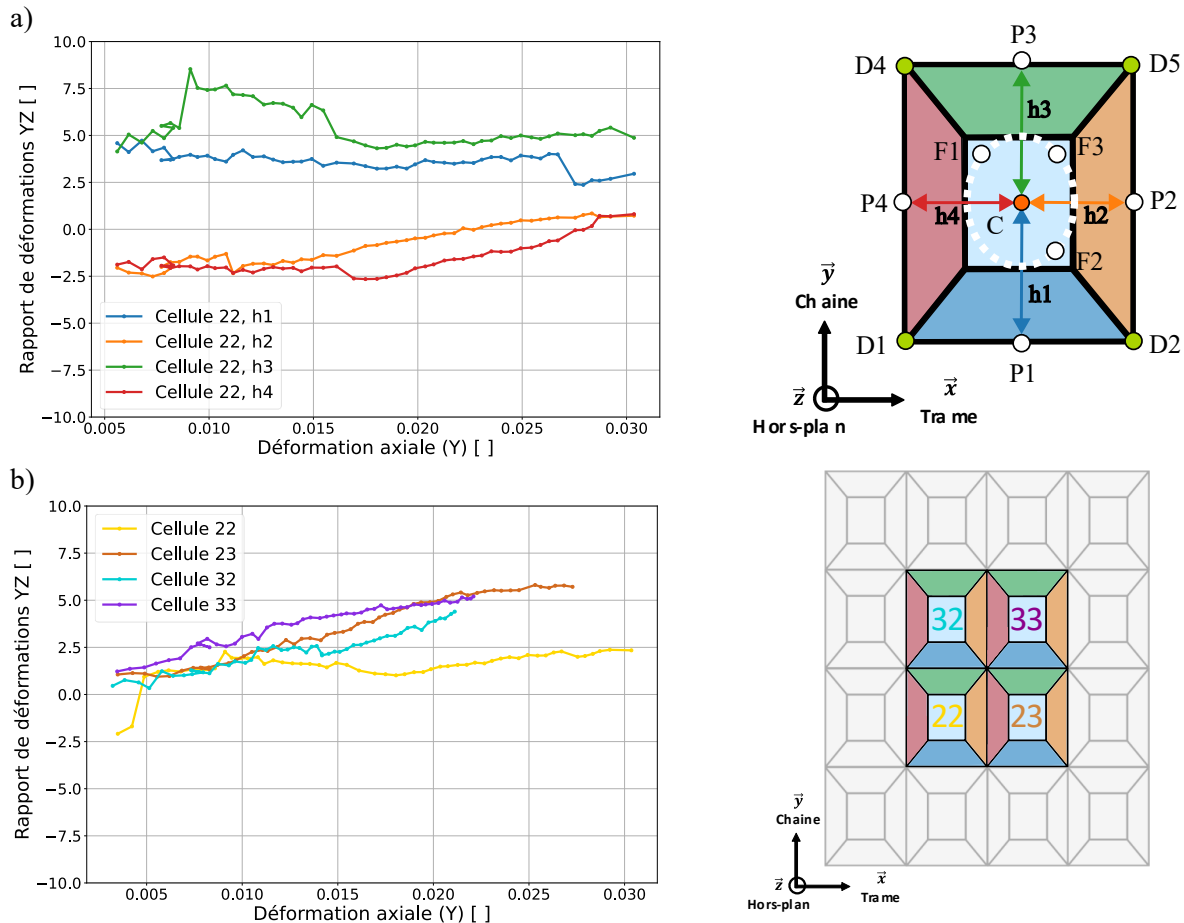


Figure 3.24 : Rapport des déformations hors-plan (YZ) en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y) pour les quatre pans de la cellule 22 lors d'une sollicitation de traction à 100 mm/min (a) et moyenné sur leurs 4 pans, pour les 4 cellules centrales (b).

Les rapports des déformations moyennés sur leurs 4 pans, pour les quatre cellules centrales, sont présentés sur la figure 3.24b. Le comportement des quatre cellules est assez similaire. Le rapport des déformations hors-plan est positif et croissant. L'amplitude des rapports des déformations pour une

vitesse de sollicitation de 100 mm/min (entre 0 et 5) est du même ordre que celle déterminée lors de l'essai à 5 mm/min (figure 3.19b).

Pour approfondir ces observations, il a été décidé de choisir des grandeurs phénoménologiques pour les comparer aux rapports des déformations hors-plan précédemment déterminés. L'angle de la structure entre le sommet des fils supérieurs et la zone centrale plane (représenté à la figure 2.25) semble pour cela être un autre bon indicateur du comportement éventuellement auxétique de la structure globale. Si un comportement auxétique devait être mesuré, alors cet angle devrait diminuer, traduisant une augmentation de l'épaisseur de l'éprouvette. La figure 2.25 présente l'évolution des angles entre la zone centrale de la cellule et ses pans obliques. Ici, en accord avec les courbes obtenues pour la figure 3.24, l'angle à la base croît avec la déformation axiale. L'effet auxétique recherché n'est donc pas obtenu, à ce stade de la recherche.

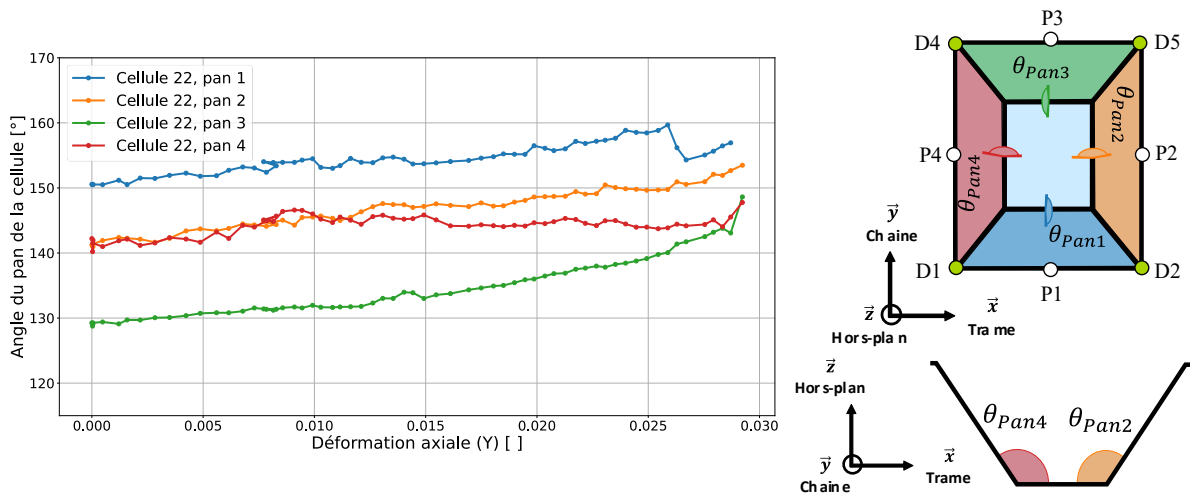


Figure 3.25 : Evolution de l'angle entre la zone centrale et les pans de la cellule en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y).

En termes d'effets de vitesse de sollicitation, aucune différence significative n'a pu être relevée. La vitesse de chargement est probablement trop faible pour déclencher de tels effets, et la dispersion liée à la qualité des éprouvettes semble trop importante pour prétendre pouvoir évaluer une différence.

A ce stade, le principal apport du protocole expérimental proposé a été de permettre de quantifier et d'expliquer les réponses de nature structurale observées, grâce à l'utilisation de la stéréo-corrélation d'images.

3.3.C Phénoménologie de la rupture du composite

L'une des explications possibles de la rupture successive des fils de chaîne peut provenir de l'armure même du renfort tissé, rappelée à la figure 3.26a, et de l'embuvage, qui représente la variation de dimension entre la longueur réelle (consommée) des fils de chaînes et la dimension apparente ($L_{apparente}$) en sens chaîne du tissu (équation (3.7)). L'embuvage (et non le retrait) est considéré ici en raison du sens de sollicitation de l'éprouvette, dans la direction des fils de chaîne.

$$Embuvage (\%) = \frac{L_{réelle} - L_{apparente}}{L_{réelle}} \times 100 \quad (3.7)$$

La quantification de l'embuvage nécessite la destruction d'un échantillon. Par conséquent, un échantillon sec de 6x6 cellules a été spécialement tissé pour l'étudier. La mesure de $L_{apparente}$ est réalisée directement sur le tissu, tombé de métier. La mesure de $L_{réelle}$ nécessite des manipulations : $L_{réelle}$ (longueur des fils) est obtenue après une étape dite de « détissage ». Préalablement à cela, et pour écarter les effets de bord, les cellules font l'objet d'une opération préalable de découpe de la zone

4x4 centrale (avec précaution, pour limiter le risque de glissement des fils). En procédant ainsi, il est possible d'extraire quatre fils ayant exactement le même chemin dans le renfort et d'obtenir quatre valeurs de $L_{réelle}$ pour une même position de fil de chaîne dans l'armure. Cela permettra d'obtenir un embuvage moyen pour chaque fil de chaîne de la cellule élémentaire, en réduisant les imprécisions inévitables dues à la manipulation. Le protocole détaillé de la mesure de l'embuvage des fils de chaîne ainsi que l'embuvage de la couche inférieure sont présentés en annexe 3.4.

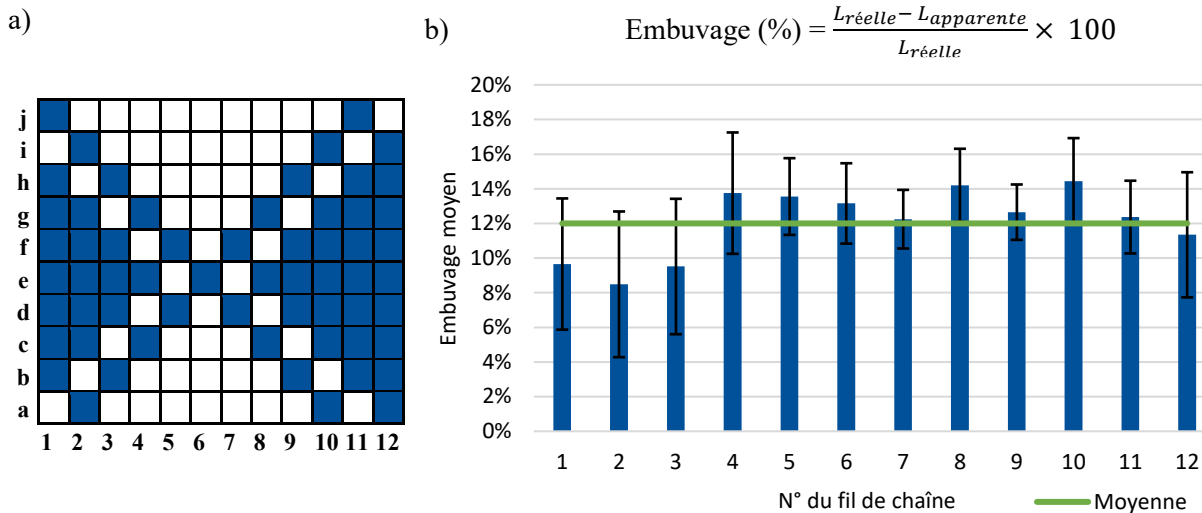


Figure 3.26 : Rappel de l'évolution des fils dans l'armure (a) et mesure des embuvages moyens pour chaque fil de la couche supérieure, en pourcentage de la longueur apparente (b).

La figure 3.26b présente les résultats de l'embuvage moyen des fils de chaîne en fonction de leur position dans l'armure pour la pyramide tronquée supérieure. Le choix est fait de présenter les résultats de cette étude en pourcentage de la longueur apparente. Les tendances étant semblables pour la pyramide tronquée inférieure, les données de la couche inférieure sont présentées en annexe 3.4.

Malgré l'importance des écarts-types des différents fils, une tendance semble se dégager entre les fils constituant les pans latéraux gauches et droits (ceux vraiment en dehors du plan de tissage) que sont les fils n°1/2/3/12, et les fils centraux n°4/5/6/7/8/9/10/11. Cela signifie que la longueur réelle de ces fils est plus proche de la longueur apparente. Par conséquent ces fils sont tendus plus tôt lors de l'essai de traction que les fils centraux, ce qui peut expliquer mécaniquement leur rupture anticipée.

A noter que la variation entre longueur réelle d'un fil et longueur apparente peut idéalement s'expliquer pour un tissé plat, par le nombre de points de liage de l'armature. Ces derniers impliquent une surconsommation en fil de chaîne pour passer sous un fil de trame par rapport à un fil non lié. Le tableau 3.2 présente les moyennes des valeurs d'embuvage regroupées par nombre de points de liage (pour les couches inférieures et supérieures). La différence entre ces moyennes n'est pas significative et montre donc que l'origine de cet embuvage ne réside a priori pas dans le nombre de points de liage, pour ce renfort particulier. Par rapport à un tissu traditionnel, le renfort présente un effet hors-plan marqué pouvant avoir une influence sur la consommation de fil et donc l'embuvage. Comme visible sur la figure 3.27, c'est davantage la position en « hauteur » du fil qui impliquera une différence d'embuvage plus que le nombre de points de liage qu'il crée.

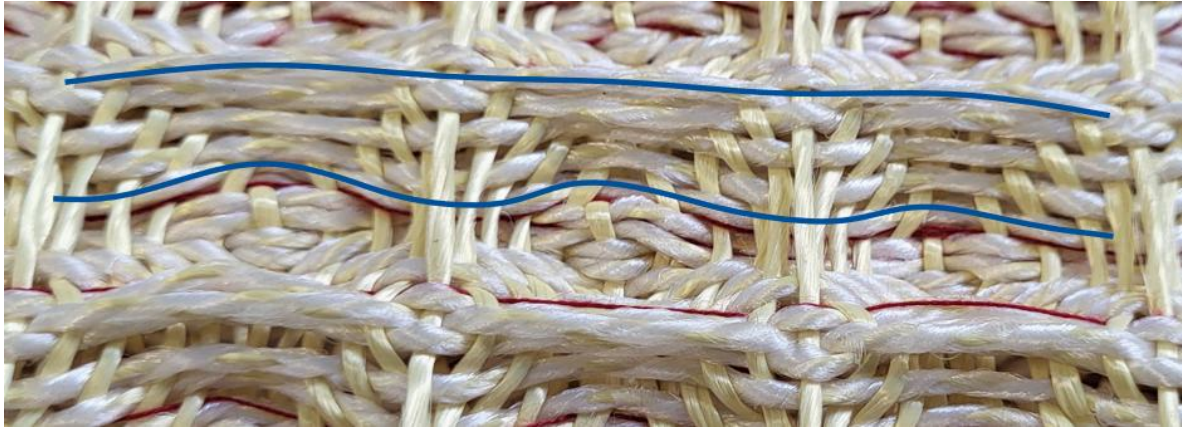


Figure 3.27 : Visualisation de la différence d'embuvage en fonction de la hauteur du fil de chaîne sur renfort sec.

Tableau 3.2 : Moyenne en fonction du nombre des points de liage des embuvages sur les couches supérieure et inférieure.

Nombre de points de liage	Numéro des fils de chaîne considérés	Moyenne des embuvages de la couche supérieure	Moyenne des embuvages de la couche inférieure
2	6/12	12,2 %	11,6 %
4	1/5/7/11	11,9 %	12,2 %
6	2/3/4/8/9/10	12,17 %	10,8 %

De plus, la mesure de l'embuvage est faite sur renfort sec alors que l'essai de traction est réalisé sur composite thermocompressé, ce qui impose des étapes intermédiaires au cours desquelles le renfort est manipulé. Par conséquent, les valeurs d'embuvage peuvent varier. Il se peut également que l'embuvage plus important pour les fils centraux soit exacerbé par l'insertion du pion de centrage avant thermocompression (les fils étant écartés des zones centrales, ces derniers doivent contourner le pion, ce qui augmente la longueur de fil consommée).

Pendant l'essai, une face de l'éprouvette est observée par stéréo-corrélation sur la zone de 4x4 cellules unitaires (pour augmenter la résolution au maximum en se concentrant sur la zone d'étude). L'autre face est également filmée sur un champ plus large (l'éprouvette complète) de façon à ne pas perdre d'information. Cette observation avec une fréquence d'acquisition de 60 Hz permet de déterminer quels sont les premiers fils qui rompent et éventuellement de distinguer une chronologie de rupture fonction du numéro du fil. La figure 3.28 présente la face arrière de l'éprouvette avant la rupture des premiers fils. L'identification des premières ruptures est assez aisée car visualisable en raison de l'apparition d'une sorte d'étope résultant de la fibrillation du fil de chaîne résiné lors de sa rupture. Malheureusement, cela rend impossible l'identification des autres ruptures, les étoupes formées masquant ensuite l'éprouvette sur plusieurs millimètres.

Néanmoins, les premières ruptures de fils de chaîne apparaissent, après 16mm de déplacement, au niveau des colonnes 3 et 4 (figure 3.28) avec le fil n°1 de la colonne 4 et le n°12 de la colonne 3. Peu après les fils 12 des colonnes 2 et 1 viennent à rompre. A partir de ce moment, la visibilité diminue en raison des nombreuses fibrillations dues aux ruptures précédentes. Rapidement, les fils n°1 des colonnes 3, 2 et 1 cassent ainsi que le n°12 de la colonne 4. Ces fils sont parmi ceux étant les plus éloignés du plan médian du tissu et ceux qui possèdent un embuvage faible ou au moins inférieur à la moyenne des autres fils d'après l'histogramme de la figure 3.26b.

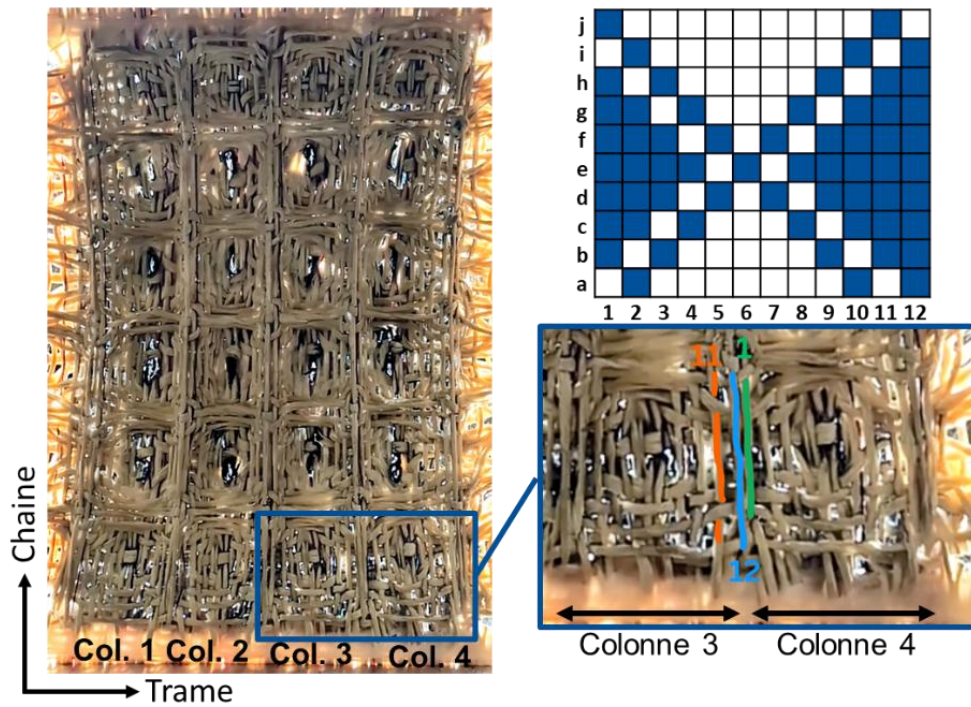


Figure 3.28 : Détermination de l'ordre de rupture des fils de chaîne sur la face arrière de l'éprouvette.

Cet enchaînement de ruptures successives, constaté lors de l'essai et observé sur la courbe force-déplacement, résulte d'un comportement probablement intrinsèque au matériau architecturé d'étude.

3.4 Homogénéisation des propriétés matérielles et effets d'échelle (cellule unitaire vs 2x2, vs 4x4)

Pour étudier le comportement de plusieurs groupes de cellules et essayer de déterminer un volume élémentaire représentatif du matériau architecturé, travailler sur le comportement hors-plan n'est pas la meilleure option. L'étude du comportement dans le plan XY semble plus propice à l'exercice. Les éprouvettes fabriquées permettent d'évaluer le comportement de chacune des quatre cellules élémentaires centrales (22, 23, 32 et 33) mais aussi le comportement global de 2x2 cellules élémentaires (le pourtour de la zone décrite par les 4 cellules), et même le comportement d'une zone plus grande de 4x4 cellules, zone observée par stéréo-corrélation d'images.

Pour ce cas d'étude, les informations sont relevées aux sommets des cellules (aux points D de la figure 3.16). A l'échelle de la cellule unitaire, les déformations axiales (suivant Y) sont calculées de la même façon que précédemment (chapitre 3, section 3.2.B), soit comme la moyenne des déformations suivant Y dans la zone considérée. Pour obtenir les déformations transverses, la distance sommet à sommet est mesurée suivant X (en sens trame). Pour les cas de 2x2 et 4x4 cellules, les déformations suivant X et Y sont déterminées à partir des mesures des largeurs et longueurs totales de la zone d'étude, sur chaque rangée et colonne de sommets, mesures moyennées comme décrit, selon le cas, dans les équations (3.8), (3.9) et (3.10), et suivant les bornes présentées à la figure 3.29a.

$$\varepsilon_{X \ 4 \times 4 \mid 2 \times 2} = \frac{\Delta L_{4 \times 4 \mid 2 \times 2}}{L_{4 \times 4 \mid 2 \times 2_0}} \quad (3.8)$$

$$\varepsilon_{Y \ 4 \times 4 \mid 2 \times 2} = \frac{\Delta l_{4 \times 4 \mid 2 \times 2}}{l_{4 \times 4 \mid 2 \times 2_0}} \quad (3.9)$$

$$RD_{XY \ 4 \times 4 \mid 2 \times 2} = - \frac{\text{Moyenne}(\varepsilon_{X \ 4 \times 4 \mid 2 \times 2})}{\text{Moyenne}(\varepsilon_{Y \ 4 \times 4 \mid 2 \times 2})} \quad (3.10)$$

Les courbes de rapport des déformations dans le plan YX en fonction de la déformation axiale sont présentées sur la figure 3.29b pour l'essai à 5 mm/min et à la figure 3.29c pour l'essai à 100 mm/min. L'intérêt de ces deux figures réside dans la disposition des courbes les unes par rapport aux autres plutôt qu'à leurs tendances.

Pour les courbes de l'essai à 5 mm/min (la figure 3.29b), les courbes des cellules 22,23,33 et 2x2 sont très proches. Celles des courbes de la cellule 32 et de la zone 4x4 sont plus éloignées en raison d'une perturbation dans le comportement de la cellule 32 et de l'influence des effets de bords marquée pour le cas 4x4. Les courbes des cellules 22, 23, 33 et du cas des 2x2 cellules centrales sont proches autant dans l'allure générale de la courbe que dans les valeurs. L'effet de la cellule 32 sur le comportement des 2x2 cellules est donc assez faible.

Pour le cas de l'essai à 100 mm/min, le groupement des courbes est différent. Ici, l'essai est plus propre. La courbe représentant les 4x4 cellules est très proche de celle de la 2x2 cellules, et ces deux courbes semblent encadrées par les courbes des cellules unitaires. Les cellules unitaires de leur côté sont réparties symétriquement entre les cas « généraux » : les cellules 23 et 33 (moitié droite de la zone d'intérêt) ont des valeurs de rapports des déformations dans le plan XY plus élevées que celles des cellules 22 et 32 (moitié gauche de la zone d'intérêt). Les courbes d'étude des zones 2x2 et 4x4 tendent à décrire un comportement moyen de celui des cellules unitaires. De plus, les courbes des cellules élémentaires sont groupées deux à deux, relativement au sens de sollicitation.

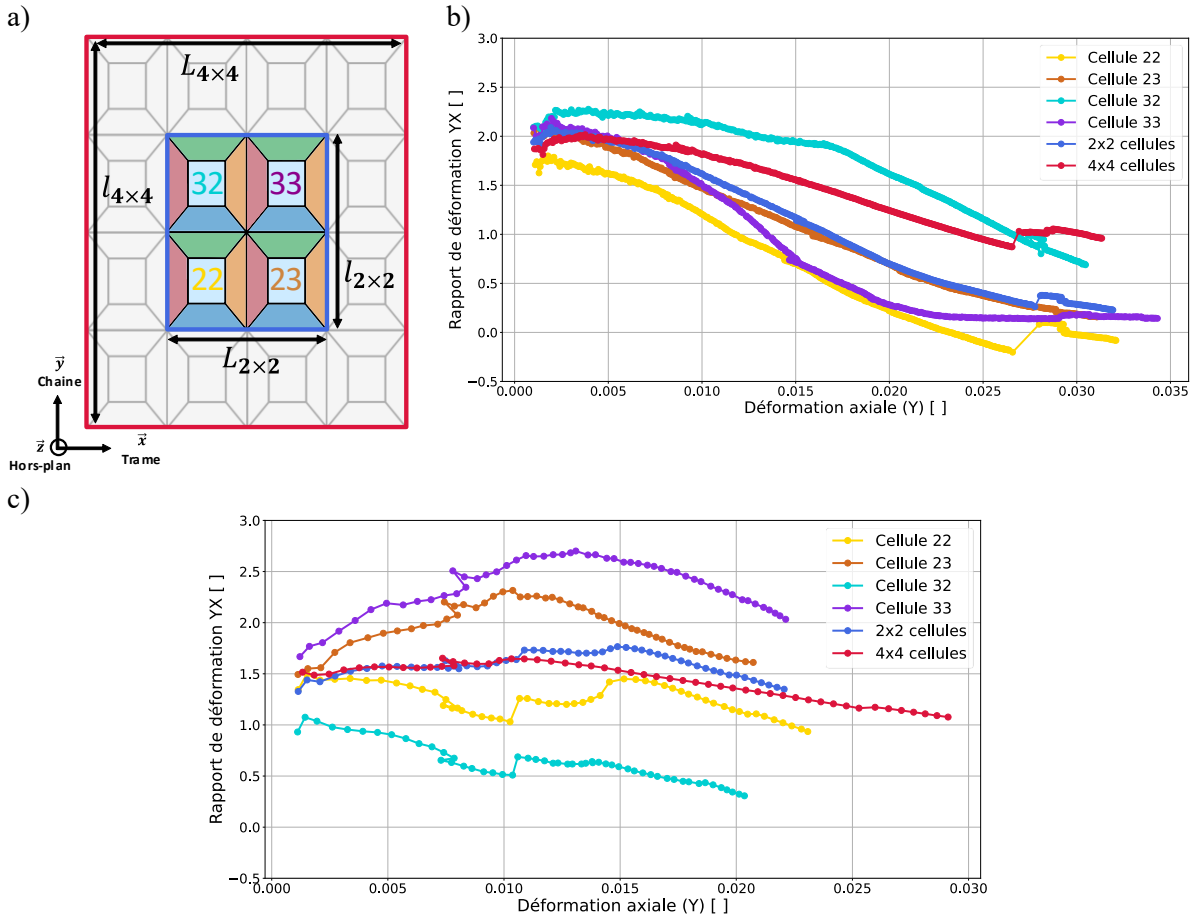


Figure 3.29 : Représentation des groupes de cellules et des cellules élémentaires considérés pour l'étude (a) et courbes des rapports des déformations dans le plan YX en fonction de la déformation axiale pour les 4 cas considérés pour l'essai à 5 mm/min (b) et l'essai à 100 mm/min (c).

Finalement, à la lumière de ces essais, l'existence d'un volume élémentaire représentatif (VER) de cette structure composite peut être discutée. L'essai à 100 mm/min tend à montrer que le comportement a déjà « convergé » pour les zones d'étude de 2x2 et 4x4. Conclure sur le fait que la cellule élémentaire seule puisse être considérée comme VER semble un peu moins évident, d'autres essais sont nécessaires pour s'en assurer.

3.5 Conclusion

Ce chapitre a permis de poser les bases de l'étude expérimentale de la réponse mécanique du composite à géométrie hexagonale rentrante 3D élaboré dans le cadre de cette recherche. Le choix a été fait d'appliquer une sollicitation de traction sur les échantillons pour simplifier et donc rendre plus robuste l'introduction de l'effort, et permettre d'accéder à une plus grande zone d'étude afin de mieux comprendre les mécanismes mis en jeu lors de la déformation. L'essai est instrumenté par stéréocorrélation d'images numériques pour permettre l'observation des champs de déplacement dans le plan (YX) et hors-plan (suivant Z), ainsi que des champs de déformation dans le plan YX. La mise en place du système de caméras nécessite quelques adaptations par rapport à une utilisation standard, notamment vis-à-vis de l'angle de stéréocorrélation, qui est faible (7°). Par conséquent, la vérification de la précision de la manipulation a fait l'objet d'une étude spécifique, d'un mouvement de corps rigide contrôlé suivant l'axe Z.

La préparation de l'éprouvette a aussi bénéficié d'une réflexion particulière pour ce qui est de la taille du mouchetis à appliquer au regard des contraintes du dispositif d'observation mais aussi vis-à-vis de la particularité des surfaces d'étude, qui ne sont pas planes (granularité des fils).

L'échantillon étant hétérogène en termes d'architecture et imparfait en termes de qualité de fabrication, il a été décidé de pré-cycler l'éprouvette à faible valeur de charge de façon à homogénéiser les déformations et limiter l'influence de défauts de fabrication ou d'une trop grande hétérogénéité sur le comportement de traction monotone à rupture. L'effet de cette régularisation a été vérifié à travers les cartographies de déformations en X et Y.

La technique de stéréocorrélation d'images numériques permet d'obtenir une exploitation particulièrement riche de l'essai. Une méthode de dépouillement adaptée a dû être mise en place, avec la définition de points particuliers sur les cellules d'intérêt, en s'éloignant des bords et de leurs effets. A partir de ces points positionnés sur chacun des pans des cellules et en leurs centres, les déformations axiales et transverses, la variation de hauteur, la déformation hors-plan et les rapports des déformations associés ont pu être déterminés.

Le protocole expérimental a été appliqué à une éprouvette de qualité satisfaisante au regard de la production. L'étude du comportement jusqu'à la rupture de l'éprouvette a été réalisée dans un premier temps pour une sollicitation de traction à 5 mm/min. La mesure du gauchissement de l'éprouvette a été effectuée grâce au système de corrélation d'images, et une rotation de $1,3^\circ$ a été constatée, biaisant une partie des résultats. La méthodologie du post-traitement de l'essai pour l'étude du comportement hors-plan a néanmoins pu être développée sur la base de cet essai. Ainsi, pour chacune des cellules élémentaires de la zone d'intérêt (centre de l'éprouvette) la variation de la hauteur des pans de la cellule par rapport à son plan médian est évaluée. A partir de ces hauteurs, les déformations hors-plan et le rapport des déformations pour chacun des pans sont calculés. Ce premier essai révèle finalement un comportement assez erratique (en particulier pour les pans hauts et bas). Le passage aux déformations semble permettre de distinguer une similarité de comportement dans les pans gauches et droits de chacune des quatre cellules.

Pour améliorer, conforter et enrichir ces observations, un second essai avec une sollicitation plus rapide a été réalisé. Ce changement de vitesse de sollicitation à 100 mm/min est proposé en raison du faible nombre d'éprouvettes produites (ne permettant pas une étude fine de dispersion des résultats) et de la volonté de tester le matériau à différentes vitesses. Le même protocole expérimental a été appliqué pour le post-traitement pour les deux essais. La courbe force-déplacement est très proche de celle de l'essai à 5 mm/min, la force maximale est 13% supérieure. Deux singularités apparaissent comme étant des recalages de mors auto-serrants en butée au niveau de 20 kN : si des essais venaient à être refaits, la force maximale lors du cyclage devrait être augmentée à 20 kN pour évacuer ces singularités de l'essai de traction monotone à rupture. L'angle de gauchissement moyen est aussi inférieur ($0,54^\circ$) ce qui permet de conclure à un meilleur déroulement de l'essai et donc une meilleure qualité de résultats. Cela est vérifié par le comportement hors-plan général beaucoup moins erratique. Deux groupes de courbes

sont systématiquement présents relativement aux pans des cellules élémentaires. L'étude du comportement sur ces essais permet de conclure à l'absence d'effet auxétique franc, à l'échelle du pan ou de la cellule. Ce résultat est étayé par l'étude de l'évolution de l'angle entre les pans obliques de la cellule et sa zone centrale.

La recherche d'un volume élémentaire représentatif (VER) du matériau architecturé étant naturellement posée, la première proposition naturelle correspond à celle de la cellule élémentaire rentrante 3D. Cette proposition est étudiée en regard du rapport des déformations dans le plan XY à partir des sommets des motifs centraux, ce rapport étant plus adapté au passage aux échelles supérieures que le rapport des déformations hors-plan. Ainsi, trois tailles de VER ont été évaluées : la cellule élémentaire, 2x2 cellules et 4x4 cellules. Pour l'essai à 100 mm/min, la convergence des courbes est obtenue immédiatement à partir des 2x2 cellules. La conclusion est moins directe à l'échelle de la cellule unitaire, mais cela peut être attribué à ce stade à la qualité de fabrication des éprouvettes, jugée acceptable mais imparfaite.

Pour ce qui est de la phase de sollicitation à rupture de l'essai, la courbe force-déplacement est quasi-linéaire et présente un comportement quasi-élastique-fragile avec des ruptures successives des fils de chaîne. L'étude des différences d'embuvage sur renfort sec est mise en regard de l'ordre des premières ruptures des fils de chaîne sur l'échantillon composite, ce qui peut permettre d'expliquer le comportement à rupture de l'éprouvette, sans remettre en cause la qualité de l'essai.

En termes de perspectives, dans ces travaux, l'exploitation des données de corrélation d'images est faite en majorité par extraction de données en certains points. Par conséquent la mesure du champ des déplacements et des déformations sur l'ensemble de l'éprouvette est possiblement sous-exploitée. Par ailleurs, la zone d'étude concerne pour l'instant les 4x4 cellules centrales mais elle pourrait être réduite à la zone de 2x2 pour maximiser la résolution spatiale. A contrario, une éprouvette avec davantage de cellules élémentaires (5x5 par exemple) pourrait permettre d'étudier plus en profondeur une cellule unitaire centrée et « éloignée » des bords.

Pour ce qui est de la qualité de la réalisation de l'éprouvette, ces essais incitent à considérer la tension des fils de chaîne comme une variable importante pour la qualité de fabrication du composite. Cela permettrait de mieux maîtriser les effets des variations de l'embuvage, d'améliorer la qualité de l'orientation de l'éprouvette (des fils de chaîne) au regard de la sollicitation de traction, et d'éviter l'effet de gauchissement observé lors des deux essais.

Par ailleurs, la sollicitation de traction n'est pas la meilleure pour évaluer le comportement à l'impact dans l'épaisseur du matériau. La faisabilité d'essais suivant cette direction de chargement pourrait être étudiée, et éventuellement réalisée, une fois le composite (considéré comme un nid d'abeille) associé à deux peaux pour constituer un matériau sandwich.

Enfin, les effets de vitesse n'ont pas été étudiés de manière étendue au cours de ces travaux, faute d'éprouvettes et de temps pour la réalisation et l'exploitation des essais. La différence de vitesse de chargement (entre 5 mm/mn et 100 mm/mn), bien que d'un facteur 20, n'est sans doute pas suffisante pour activer des mécanismes dynamiques observables : les vitesses de déformation moyennes restent en effet dans un intervalle usuellement considéré comme quasi-statique. En plus d'essais de traction à plus haute vitesse, des essais de drop test pourraient être intéressants pour étudier expérimentalement la capacité de cette architecture composite tissée à absorber de l'énergie dans des conditions d'impact.

Chapitre 4

Modélisation numérique

Le composite obtenu est complexe et sa géométrie, bien qu'hexagonale rentrante en apparence diffère des structures traditionnellement étudiées. Pour améliorer notre compréhension des phénomènes mis en jeu, l'utilisation de la simulation numérique est envisageable. Cependant, en raison du caractère exploratoire de l'analyse du comportement de la structure d'étude, l'exercice de construction du modèle numérique doit être mené sans base préexistante.

Le matériau d'étude est architecturé, et la question du volume élémentaire représentatif (VER) de ce matériau se pose, ainsi que celle du développement du modèle numérique de l'éprouvette avec en problématiques sous-jacentes : le choix du type d'éléments, de la taille de maille, du type de loi de comportement utilisée ainsi que des propriétés matériaux.

Cette architecture composite étant nouvelle, il n'existe pas de données expérimentales autres que celles présentées dans les travaux du chapitre précédent. Cela implique de vérifier et de valider le modèle de simulation numérique.

Pour les besoins de l'étude, en statique et en dynamique, plusieurs solveurs ont été utilisés, deux implicites et un explicite. La vérification de la consistance des différentes simulations devra être abordée. A ce stade de développement, les modèles numériques peuvent être évalués et éventuellement recalés au regard des essais expérimentaux. Une fois le modèle recalé par rapport à sa réponse mécanique dans le plan de l'éprouvette, une comparaison numérique/expérimentale est faite au regard du comportement hors-plan.

Finalement, une étude prospective conclut ce chapitre. Elle s'intéresse à la possible détermination de propriétés homogénéisées du matériau architecturé, ainsi qu'à ses rapports des déformations hors-plan, en compression (délicat à réaliser expérimentalement) et à sa capacité à dissiper de l'énergie, une fois introduit le comportement non-linéaire du matériau et l'ajout d'un critère de rupture. Une étude similaire est également réalisée en utilisant des paramètres matériaux issus d'une caractérisation mécanique (antérieure à la thèse) d'un composite para-aramide/époxy afin de pouvoir évaluer l'influence de la vitesse de sollicitation sur le comportement de l'éprouvette.

Organisation du du chapitre :

4.1 Développement du modèle	118
4.2 La simulation numérique comme aide à la compréhension et validation du modèle à travers une calibration par rapport à l'essai mécanique	127
4.3 Etude à but prospectif sur la base du modèle calibré	140
4.4 Conclusion.....	149

4.1 Développement du modèle

Cette première section s'intéresse particulièrement aux premières étapes de développement du modèle numérique par éléments finis de la structure composite étudiée. La construction du modèle est incrémentale en termes de complexité afin de jalonner méthodiquement son développement. Les premières étapes feront état d'un modèle de comportement isotrope linéaire du matériau, pour le complexifier progressivement vers un modèle orthotrope linéaire avec des lois différenciées de comportement pour chaque zone de la cellule élémentaire.

4.1.A Modèle isotrope linéaire

Pour développer le modèle, il a été choisi d'utiliser la suite de logiciels HyperWorks® d'Altair® : cette suite de logiciels permet d'utiliser des solveurs implicite et explicite. Ce dernier, Radioss®, sera utile en fin d'étude afin d'évaluer les performances du composite pour des chargements dynamiques. Dans un premier temps, le solveur implicite de la suite logicielle est utilisé : OptiStruct® pour de premières simulations en quasi-statique.

La dernière section du chapitre 2 sur l'élaboration propose un relevé de la géométrie de la cellule élémentaire du composite architecturé par l'intermédiaire du microscope Olympus DSX1000. La représentation annotée de la demi-cellule réelle est représentée à la figure 4.1a et son pendant numérique à la figure 4.1b.

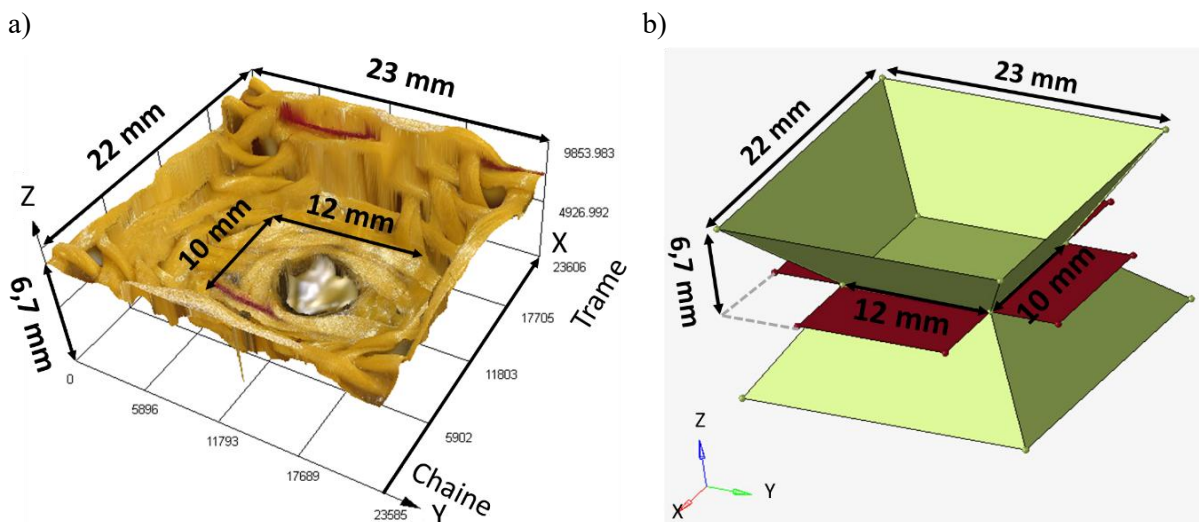


Figure 4.1 : Mesures de la demi-cellule élémentaire réelle (a) et représentation du modèle géométrique de la cellule élémentaire utilisé pour la simulation (b).

Sur la représentation de la cellule élémentaire de la figure 4.1b, en plus de la géométrie hexagonale rentrante 3D (en vert) se trouvent des « languettes » rouges. Ces languettes sont des représentations simplifiées des fils de chaine et de trame passant d'une cellule à une autre dans le cas du matériau réel. En effet, dans le cas du composite architecturé étudié et contrairement à la majorité des travaux de la littérature, des fils continus créent des « ponts » entre cellules élémentaires, qui doivent être pris en compte dans la modélisation numérique. Ces languettes numériques sont simplifiées par rapport à ce qui est observable sur un échantillon tissé coupé au niveau des sommets en sens chaine. Sur la figure 4.2a, les « ponts » sont entourés en bleu et sont au nombre de quatre fils par pan. Ces fils sont orientés dans la même direction que les pans obliques auxquels ils sont associés. Dans la simulation numérique, la connexion entre les cellules est explicitée à la figure 4.2b par les languettes rouges.

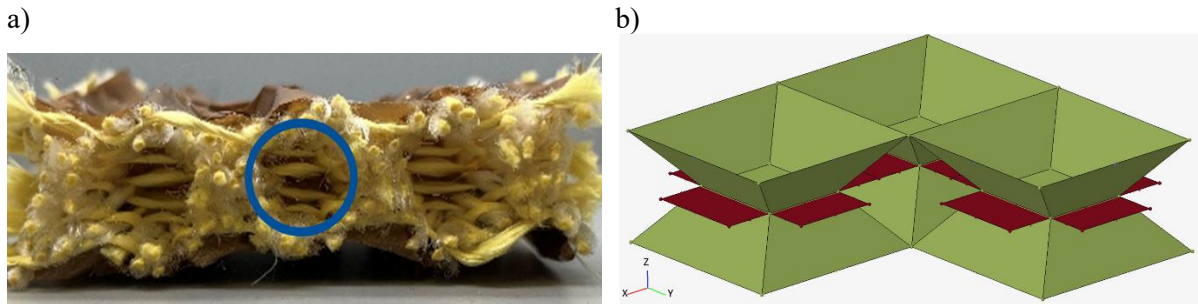


Figure 4.2 : Vue de coupe du renfort en sens chaîne avec les languettes « réelles » (a) et représentation simplifiée des connexions entre les cellules pour la simulation numérique (b).

Pour débiter l'étude, le choix est fait d'utiliser une loi matériau élastique linéaire isotrope en raison de sa simplicité de mise en œuvre pour une étude préliminaire, et de sa robustesse (pour ne pas introduire d'autres sources d'erreur à ce stade). Le module d'Young E (MPa) et le coefficient de Poisson ν sont obtenus grâce à la loi des mélanges présentée à l'équation (4.1) pour le module d'Young du matériau : $E_{matériau}$ (MPa), avec E_{fibre} et $E_{matrice}$ les modules d'Young de la fibre et de la matrice (MPa) et T_{vf} et T_{vm} les taux volumiques de fibres et de matrice. Dans cette première approximation, le taux de porosité est négligé.

$$E_{matériau} = E_{fibre}T_{vf} + E_{matrice}T_{vm} \quad (4.1)$$

En se basant sur les propriétés matériaux des fournisseurs de para-aramide (Kevlar[®]29 de DuPont[™]) et de polypropylène (PP 9069 de Total[™]), les propriétés homogénéisées par loi des mélanges sont présentées dans le tableau 4.1 avec un taux volumique de fibre idéalisé de 70 %.

Tableau 4.1 : Propriétés matériaux utilisées pour la loi de comportement linéaire élastique isotrope.

Matériau	Module d'Young E (MPa)	Coefficient de Poisson ν ()
Para-aramide (Kevlar [®] 29)	70500	0,36
Polypropylène (PP 9069)	1600	0,42
Composite	49830	0,38

Des éléments de coque sont utilisés pour discrétiser les surfaces de l'architecture composite. Ce type d'élément est choisi en raison de la faible épaisseur de matière constituant les pans de la structure au regard de ses dimensions. Des éléments quadrilatéraux plans sont utilisés dans le modèle (CQUAD4 d'OptiStruct[®]). Ces derniers ont six degrés de liberté par nœud. Pour ces éléments, l'intégration dans l'épaisseur est analytique. Dans le plan, cinq points d'intégration sont utilisés (quatre aux extrémités des éléments et un central). L'épaisseur des pans de la cellule est de 1 mm par approximation du diamètre des fils, par conséquent l'épaisseur choisie est de 1 mm pour les éléments. Pour le reste de l'étude, l'hypothèse de coque mince est retenue en raison de la faible influence attendue du cisaillement hors-plan. En effet, les pans de la cellule étant une « somme disjointe de fils résinés », tenir compte de ce type de cisaillement n'a pas vraiment de sens à l'échelle du pan.

Le choix d'utiliser des éléments de coque plutôt que des éléments volumiques résulte d'une anticipation de la phase de simulation pour des sollicitations dynamiques (section 3 de ce chapitre) afin de limiter les coûts de calcul et assurer une cohérence dans l'élaboration du modèle.

Le maillage de la géométrie de la cellule élémentaire est constitué de quadrilatères réglés pour s'assurer d'utiliser des éléments les plus proches possibles de rectangles parfaits. Le choix de la taille des éléments se fait par le biais d'une étude de sensibilité à la finesse de maillage des rapports des déformations de la structure dans les plans YZ et XZ. Les conditions aux limites sont particulières : la sollicitation choisie pour le développement du modèle est une compression suivant l'axe Z pour visualiser le comportement de la cellule élémentaire dans le sens de sollicitation ciblé in fine (autre que la traction réalisée expérimentalement). Le chargement est appliqué au travers d'un déplacement imposé à chaque nœud

des arrêtes extérieures de la cellule unitaire. Par ailleurs, des conditions aux limites spéciales sont appliquées sur les faces latérales de la cellule sous forme de corps rigides (RBE2 pour OptiStruct®). Ces conditions sont établies pour permettre aux faces latérales (dont les normales sont en X et Y) de pouvoir se déformer tout en restant dans le même plan, de façon à intégrer des conditions cinématiques jugées réalistes, héritées de la périodicité du motif. Ici, les nœuds liés par le RBE2 sont contraints cinématiquement à rester dans un plan parfait, la cellule parallélépipédique le restera pendant la compression. De plus, un nœud est bloqué en déplacement suivant x et y pour empêcher les mouvements de corps rigide. Les conditions aux limites pour le cas d'une cellule élémentaire seule sont représentées sur la figure 4.3.

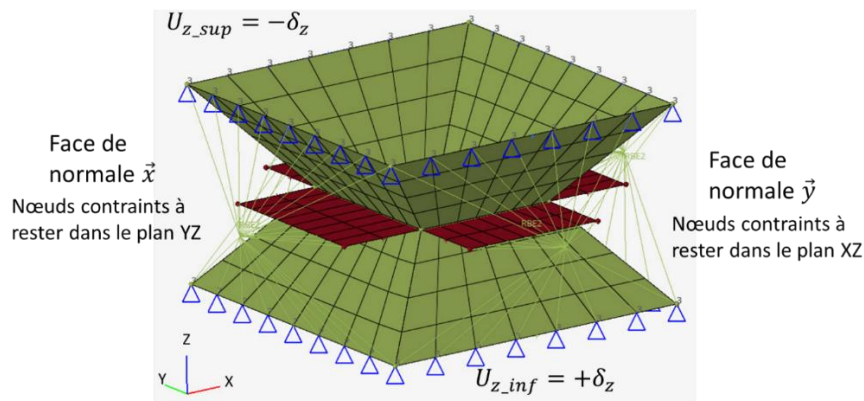


Figure 4.3 : Conditions aux limites utilisées pour l'étude de sensibilité au maillage.

L'étude de sensibilité à la finesse de maillage s'appuie sur les rapports des déformations dans les plans XZ et YZ de la cellule. Comme pour le chapitre 3, aucune borne de mesure n'est définie dans la littérature consultée, particulièrement pour ce type de matériau architecturé. Les conditions fixées sont ici plus simplement implémentables qu'elles ne le seraient pour une étude expérimentale dans ce sens de sollicitation.

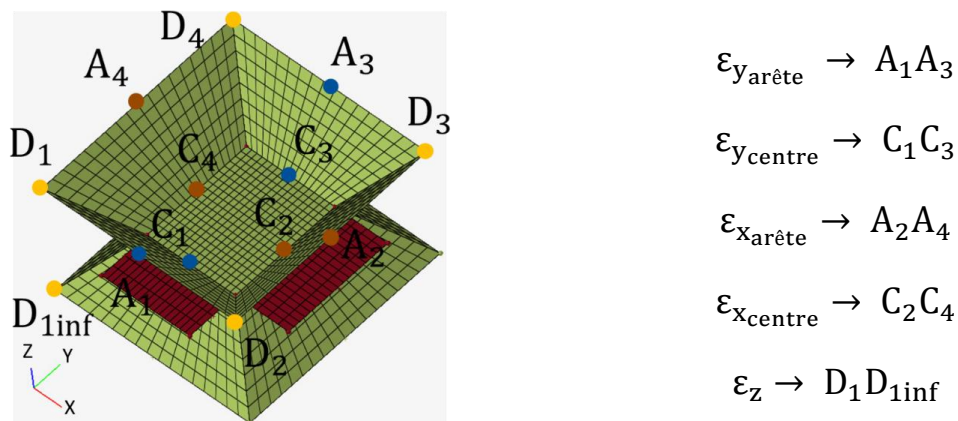


Figure 4.4 : Représentation des bornes considérées pour déterminer les déformations utiles aux calculs des rapports des déformations en compression suivant z dans les plans XZ et YZ.

Dans le cas présent, les rapports des déformations peuvent être calculés dans les plans XZ et YZ pour deux valeurs de bornes pour les déformations latérales : centrales (à l'intersection entre les pans obliques et la zone au centre du sablier) et au niveau du centre des arrêtes extérieures (figure 4.4). Les rapports des déformations sont donc calculés suivant l'équation (4.2).

$$RD_{zy|zx} = -\frac{\varepsilon_y|x}{\varepsilon_z} \quad (4.2)$$

Les déformations décrites dans l'équation (4.2) sont des déformations vraies (équation (4.3)) en raison des niveaux de déformation importants possiblement atteints.

$$\varepsilon = \ln \left(1 + \frac{\Delta L}{L_0} \right) \quad (4.3)$$

Pour la définition du maillage, la métrique retenue est le nombre d'éléments à l'intersection des pans obliques (suivant X et Y) de la cellule. Pour la figure 4.3, le cas de 4 éléments (le moins raffiné) est représenté. Deux autres cas sont ensuite considérés avec 6 et 8 éléments. Comme visible sur la figure 4.4, les tailles d'éléments sont variables en fonction de leur situation : en haut des cellules (plus grands) ou au centre de la zone centrale (plus petits). Ces dimensions sont listées dans le tableau 4.2. En termes de coûts de calculs, ces derniers sont courts (de l'ordre de quelques secondes).

Tableau 4.2 : Dimensions des éléments de la cellule élémentaire pour les différents maillages.

N° de maillage	Nombre d'éléments à l'intersection	Taille maximale (mm x mm)	Taille minimale (mm x mm)	Nombre d'éléments par cellule élémentaire
1	4	2,64 x 2,88	1,43 x 1,50	356
2	6	1,76 x 1,77	0,92 x 0,38	920
3	8	1,32 x 1,28	0,59 x 0,67	1742

Les rapports des déformations, pour une sollicitation de compression de 25 % de déformation suivant z (soit 1,5 mm sur chaque face de la structure) sont présentés sur la figure 4.5.

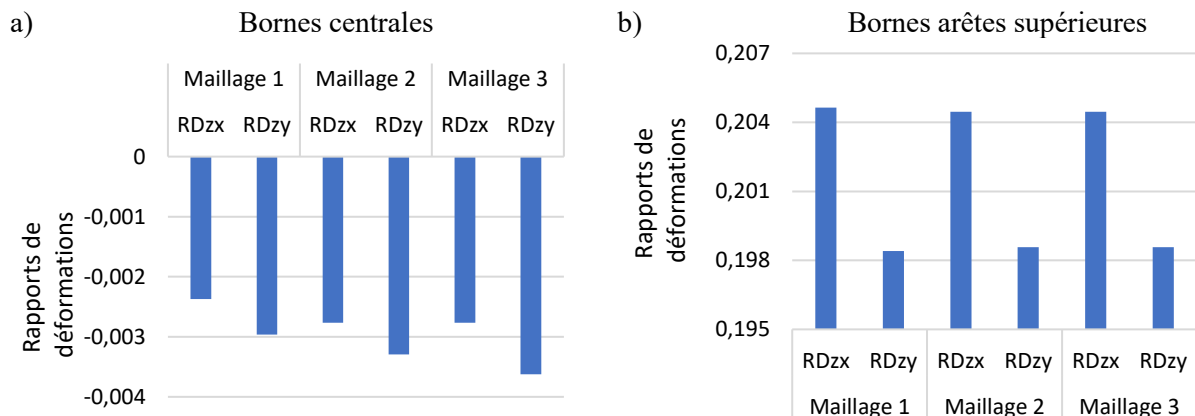


Figure 4.5 : Résultats de l'étude de sensibilité des rapports des déformations RDzx et RDzy à la finesse de maillage pour les bornes centrales (a) et aux arêtes supérieures (b).

Les résultats de cette étude (figure 4.5) montrent une convergence rapide (immédiate) des rapports des déformations, en fonction du maillage. Ceci était prévisible car le problème est à ce stade linéaire élastique. Les résultats montrent encore une fois une forte dépendance, des rapports des déformations à la zone d'étude. Au centre (figure 4.5a), les rapports des déformations sont très faibles mais négatifs (de l'ordre de -0,003) tandis que pour les arêtes externes (figure 4.5b), ils sont clairement positifs et de l'ordre de 0,2. Néanmoins, le coefficient de poisson utilisé pour décrire le comportement des pans de la cellule étant de 0,38, une expansion latérale plus faible (0,2) que pour le matériau de base est constatée.

Cette partie de l'étude se concentre sur une cellule élémentaire seule, avec des conditions aux limites particulières pouvant éventuellement retranscrire le comportement de cellules adjacentes. Dans la construction du modèle, cette première étape a permis de constater l'absence de problèmes numériques. L'étape suivante consiste à vérifier la pertinence des conditions aux limites utilisées précédemment en étudiant une structure de 3x3 cellules élémentaires.

L'étude de sensibilité au maillage a montré que le maillage n°1 (tableau 4.2) pouvait être raisonnablement utilisé pour étudier le comportement élastique des cellules. Ainsi, la comparaison entre une cellule unitaire avec corps rigides et la cellule centrale d'une structure de 3x3 cellules (figure 4.6a) est proposée sur la base de ce maillage.

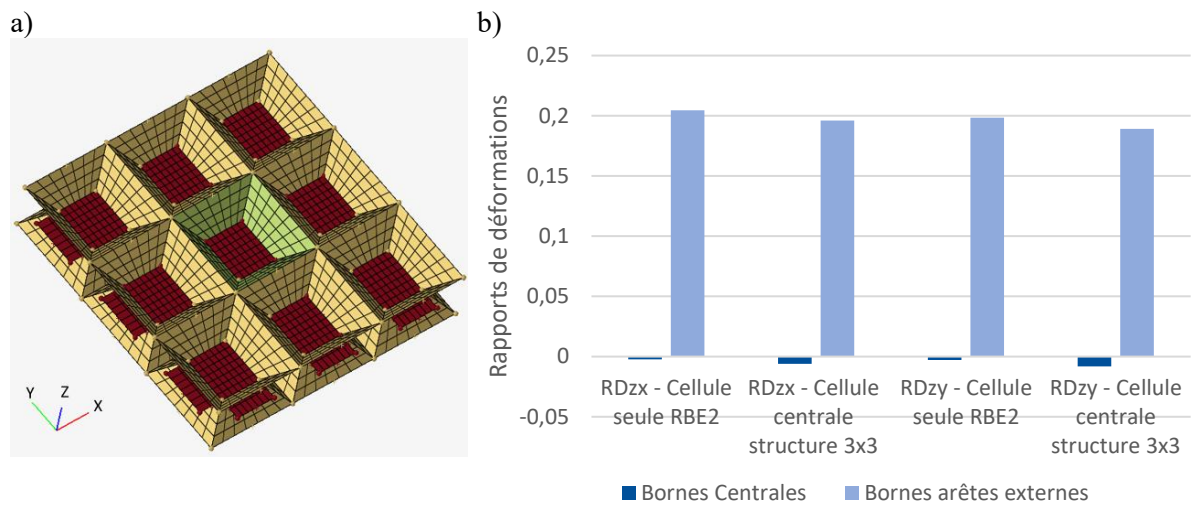


Figure 4.6 : Représentation du modèle utilisé pour la comparaison d'une cellule unitaire seule avec corps rigides et la cellule centrale d'une structure 3x3 (a) et l'effet sur les RDzx et RDzy (b).

Les effets sur les rapports des déformations sont présentés sur l'histogramme de la figure 4.6b. Ces rapports des déformations sont calculés suivant le même protocole que précédemment, pour un taux de compression de 25 %. Les écarts entre les deux configurations (unitaire avec corps rigides et centre d'une structure 3x3) sont faibles quelles que soient les zones d'étude utilisées pour les calculer. Cependant, le calcul des rapports des déformations consiste en un post-traitement des résultats bruts de simulation numérique, pouvant éventuellement masquer certains phénomènes. Ainsi, le tableau 4.3 présente les distances relevées directement, les zones d'étude utilisées sont les mêmes que celles de la figure 4.5.

Tableau 4.3 : Variation des distances relevées dans les simulations pour le cas d'une cellule unitaire seule avec corps rigides et la cellule centrale d'une structure 3x3.

	Centrale – X (mm)	Centrale – Y (mm)	Arête – X (mm)	Arête – Y (mm)
Cellule seule avec corps rigides	9,99	11,99	23,17	24,18
Cellule centrale structure 3x3	9,98	11,97	23,12	24,13
Variation	0,1 %	0,1 %	0,2 %	0,2 %

Les variations de longueur mesurées sont très faibles et montrent que l'utilisation de corps rigides pour simuler la présence d'autres cellules périphériques et périodiques semble acceptable. Cette première observation, pour un modèle très simplifié, semble être en accord avec la conclusion tirée du chapitre expérimental sur le volume élémentaire représentatif. Ici, en compression, le comportement d'une cellule unitaire (avec des conditions aux limites particulières) semble retranscrire un comportement similaire à celui d'une cellule centrale d'une structure de 3x3 cellules.

Jusqu'à présent, la cellule étudiée n'a pas de zone vide de matériau en son centre, à la différence de ce qu'il est possible de trouver dans la littérature et dans les éprouvettes fabriquées. L'influence de ce vide est évaluée numériquement par suppression des éléments centraux, ceci en espérant exacerber le caractère auxétique du comportement (contraction du plan médian entre les pyramides tronquées).

Pour se faire, il a été choisi de travailler sur la cellule élémentaire seule avec corps rigides et le maillage le plus fin (n°3 du tableau 4.2) pour mieux approximer la gestion de l'aire supprimée, grâce à des éléments plus petits. La figure 4.7 présente les résultats de l'étude de l'évolution des rapports des déformations RDzx et RDzy pour différents pourcentages d'aire supprimée au centre, pour un niveau de compression de 25 %. Le cas de 22 % de vide correspond au cas expérimental avec le passage du pion circulaire de 6 mm de diamètre.

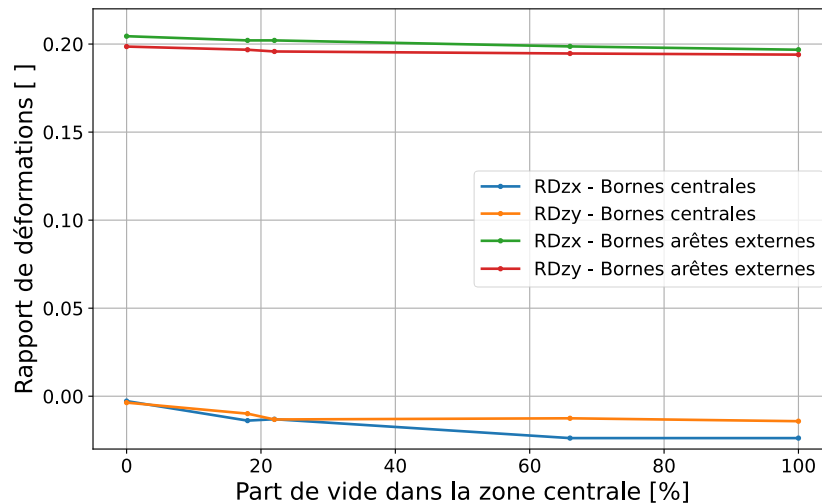


Figure 4.7 : Étude de l'influence de la zone vide sur le comportement auxétiq de la cellule.

D'après la figure 4.7, la taille de la zone vide au centre de la cellule élémentaire ne semble pas avoir d'influence significative sur les rapports des déformations calculés à partir des données prises aux bornes des arêtes externes. Cependant, la zone centrale (plus proche de la zone vide) est logiquement plus influencée. Cette sensibilité est plus marquée au début de la courbe montrant davantage l'intérêt de sa présence que de sa taille.

A travers cette première étape de construction du modèle pour la simulation numérique, l'étude de convergence à la finesse de maillage a été réalisée, montrant la convergence quasi-immédiate du modèle. Ce dernier, avec une simple loi de comportement linéaire élastique isotrope a permis de retrouver les résultats de l'étude expérimentale sur le volume élémentaire (chapitre 3, section 3.4, page 113). De plus, cela a permis d'étudier l'influence de la présence de la zone de vide au centre de la cellule élémentaire. Pour aller plus loin, la première complexification possible du modèle consiste à raffiner le choix des lois de comportement des différents pans et du plan médian, avec des lois orthotropes.

4.1.B Modèle orthotrope linéaire avec zones différenciées

A l'échelle de la cellule élémentaire, plusieurs zones matérielles particulières se dégagent (figure 4.8a). Ces dernières sont observables directement et suggèrent assez rapidement quelles lois de comportement il faut utiliser pour approcher le comportement local. Les pans obliques formés par les fils de chaîne et trame (zones D et E de la figure 4.8b) sont approximés par des comportements unidirectionnels en raison de la taille des flottés. La zone C est décrite avec une loi de comportement orthotrope car elle présente plus de points de liage. Par ailleurs, l'approximation de la zone vide carrée du modèle numérique comparativement à la section ronde réelle est décidée pour simplifier le maillage au voisinage de ce vide. Les languettes invisibles sur la visualisation réelle, sont approximées par des lois de comportement unidirectionnel (zones A et B sur la figure 4.8b).

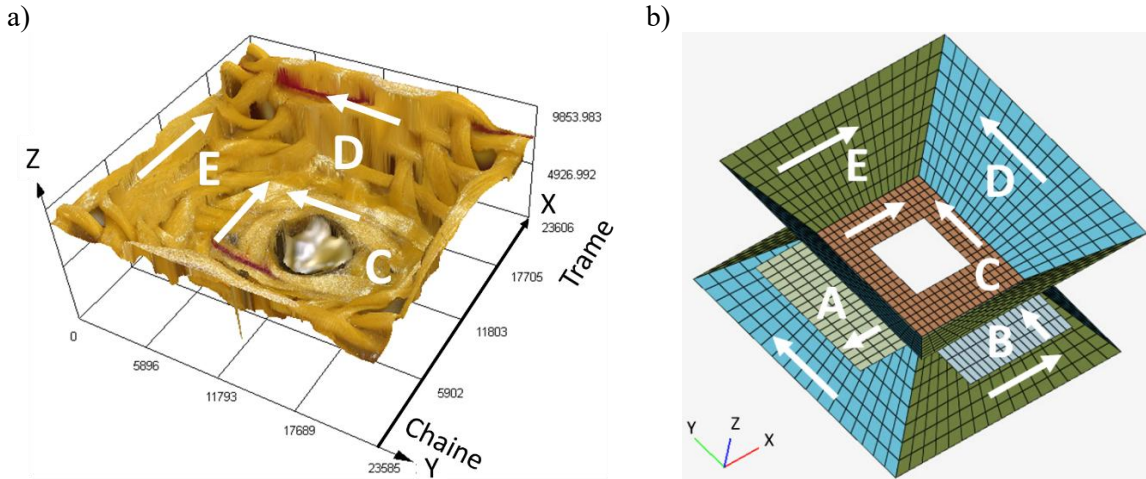


Figure 4.8 : Observation permettant la localisation des différentes zones (a) et leur transcription dans la modélisation (les flèches blanches indiquent la direction privilégiée des fils) (b).

Pour décrire ces cinq zones de la cellule élémentaire, l'utilisation de lois de comportement orthotropes est envisagée. La loi matériau MAT8 d'OptiStruct® est utilisée car elle permet de définir des propriétés du matériau orthotrope linéaire pour des éléments de coque. La loi de comportement utilisée est donnée par l'équation (4.4), avec l'hypothèse de déformation plane. Dans cette équation, l'indice 1 indique la direction privilégiée des fibres, 2 la direction transverse.

$$[C] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21}E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \text{ avec } \nu_{21} = \nu_{12} \frac{E_2}{E_1} \quad (4.4)$$

Les données des tableau 4.1 (pour les données matériau) et tableau 2.5 (Chapitre 2, section 2.6.C, page 81), (pour les conditions de pondération propres à chaque zone) ainsi que les relations de lois des mélanges des équations (4.5) et (4.6) sont utilisées pour déterminer les propriétés matériaux dans la direction privilégiée des fibres (modules d'indice 1) et le coefficient de poisson dans le plan de la matrice de rigidité de l'équation (4.4).

$$T_{Porosit\acute{e}_{macro}} + T_{volumique\ fibre} + T_{volumique\ matrice} + T_{Porosit\acute{e}_{micro}} = 1 \quad (4.5)$$

$$\alpha_{homog\acute{e}n\acute{e}is\acute{e}} = \alpha_{fibre} T_{volumique\ fibre} + \alpha_{matrice} T_{volumique\ matrice} \quad (4.6)$$

En effet, quatre zones sur cinq peuvent être considérées comme unidirectionnelles (dans des directions différentes en fonction des zones). Seul le plan médian du composite présente deux directions privilégiées de fibres. Le choix est fait d'associer le module en direction transverse (d'indice 2 dans l'équation (4.4) et les modules de cisaillement à ceux de la matrice polypropylène. Cette approximation est faite en raison du faible nombre de points de liage de l'armure laissant les fils éloignés les uns des autres et ne semblant influencer que peu dans le comportement en cisaillement (hormis à l'intersection des pans obliques des zones D et E et dans le plan médian du sablier de la zone C). Les grandeurs homogénéisées de chacune des zones sont présentées dans le tableau 4.4.

Afin de vérifier les résultats du modèle et d'éliminer un maximum d'erreurs de paramétrage du logiciel, une seconde simulation, sur un autre logiciel (Abaqus implicite) a été réalisée dans le cadre d'un stage. Les données de vérification et la démarche plus complète sont explicitées dans l'annexe 4.1.

Tableau 4.4 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des différentes zones de la cellule élémentaire.

Zones de la cellule élémentaire	E ₁₁ (MPa)	E ₂₂ (MPa)	ν ₁₂ ()	G ₁₂ (MPa)	Masse volumique (g/mm ³)
A	7103	1600	0,05	1600	0,00017
B	29898	1600	0,23	1600	0,00077
C	49830	49830	0,37	1600	0,00128
D	23135	1600	0,23	1600	0,00059
E	20671	1600	0,14	1600	0,00051

Le graphique de la figure 4.9 présente l'évolution des rapports des déformations dans les plans YZ et XZ pour une sollicitation de compression suivant Z (respectivement RDzy et RDzx) pour les deux zones d'étude au centre et aux arêtes externes (figure 4.4). Les résultats d'OptiStruct® sont représentés en traits pleins et ceux d'Abaqus sous forme de points vides. Les résultats des deux simulations sont très proches. Les rapports des déformations sont plus faibles que pour le cas élastique linéaire sans différenciation des zones. Les mesures prises en considérant les arêtes extérieures sont supérieures à celles obtenues dans la zone centrale, car l'effet de repliement de la cellule a lieu en son centre.

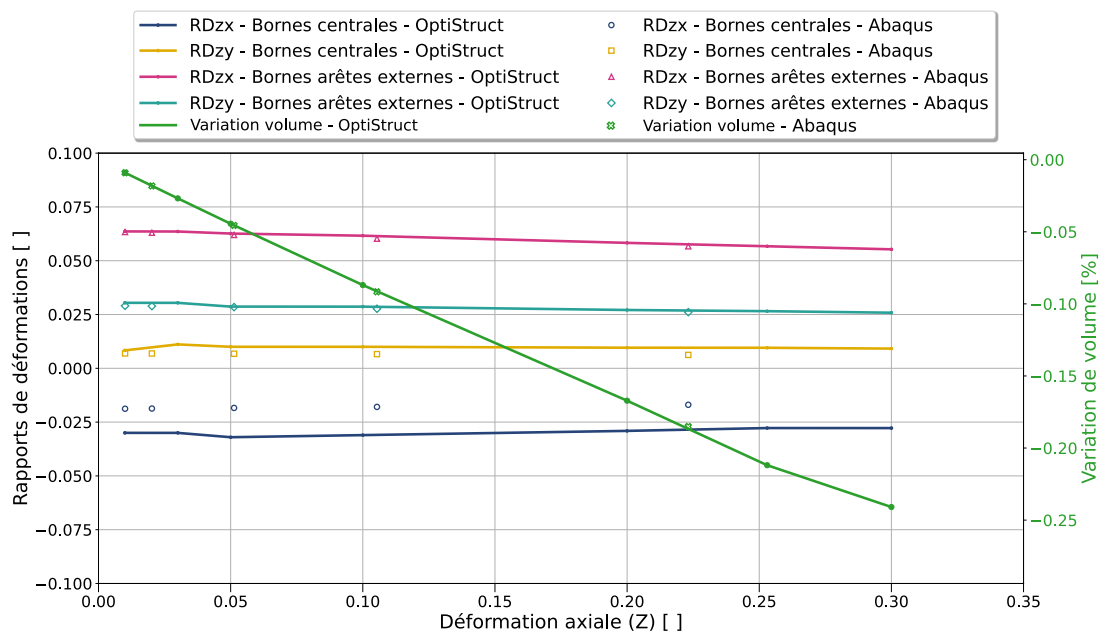


Figure 4.9 : Comparaison pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones de cellules élémentaires, des rapports des déformations entre les modèles Abaqus et OptiStruct®.

En plus des rapports des déformations, une nouvelle grandeur est présentée sur la figure 4.9 : la variation de volume de la cellule élémentaire. Cette variation de volume est mesurée en considérant que la déformation de la cellule reste parallélépipédique au cours de la sollicitation. En partant des bornes représentées à la figure 4.4, la variation de volume est calculée en utilisant l'équation (4.7).

$$\text{Variation volume (\%)} = \frac{L_{X_arête} \times L_{Y_arête} \times L_{Z_arête}}{L_{X0_arête} \times L_{Y0_arête} \times L_{Z0_arête}} \quad (4.7)$$

Le principe de fonctionnement des structures auxétiques repose sur le repliement de la structure pour une sollicitation de compression. Cela se traduit par une diminution du volume des cellules en conservant la masse. Ce corollaire au comportement auxétique est observé pour une sollicitation de compression de la cellule élémentaire d'étude (figure 4.9). Cela révèle un comportement densifiant de la cellule en compression.

A travers cette première partie de l'étude numérique, le développement progressif du modèle de la cellule hexagonale rentrante 3D composite a été initié. Dans un premier temps, à l'aide d'un modèle simple avec une loi de comportement linéaire isotrope, l'étude de convergence à la finesse de maillage a été réalisée. L'influence du nombre de cellules a été évaluée en comparant le comportement d'une cellule avec des conditions aux limites particulières (avec corps rigides) et celui d'une cellule centrale d'une structure de 3x3 cellules. L'influence de la zone de vide au centre de la cellule a elle aussi été étudiée, montrant que sa présence, plus que sa taille, avait une incidence sur le rapport des déformations macroscopiques.

La seconde partie de cette section a présenté la complexification du modèle pour y inclure des lois de comportement propres à chaque zone de la cellule. Il s'agissait d'arriver à une modélisation plus proche de la réalité en utilisant des propriétés homogénéisées tenant compte des porosités à différentes échelles de la structure. Le modèle a été vérifié grâce à la modélisation, sur un autre code de calcul. Les résultats de ces codes étant proches (au regard des champs de contrainte σ_{xx} et σ_{yy}), une première étude du rapport des déformations et de la variation de volume de la cellule élémentaire a été proposée. Néanmoins, pour déterminer l'énergie absorbée ou dissipée par la structure, l'utilisation de lois de comportement non-linéaire est nécessaire. Par conséquent, le modèle devra être modifié pour inclure ces non-linéarités et une calibration plus fine et « physique » des paramètres matériaux du modèle sera effectuée en s'appuyant sur les paramètres expérimentaux.

4.2 La simulation numérique comme aide à la compréhension et validation du modèle à travers une calibration par rapport à l'essai mécanique

4.2.A Modèle orthotrope linéaire avec zones différenciées sur solveur explicite

Pour le passage aux lois orthotropes non-linéaires, l'utilisation du solveur Optistruct® n'est pas possible car de telles lois de comportement ne sont pas disponibles. Néanmoins, ces dernières existent dans le code de calcul Radioss® de la suite HyperWorks® d'Altair®. Le passage d'un solveur à l'autre implique une différence dans le type de schéma de résolution en basculant d'une résolution implicite à explicite. Cela implique certains points de vigilance et de vérification du bon déroulé de la simulation, au regard par exemple de la condition de Coulomb, ou de l'évolution de l'énergie d'Hourglass dans le bilan énergétique.

Le modèle développé sur Optistruct® est donc basculé sur celui de Radioss® pour pouvoir recourir aux lois orthotropes non-linéaires. Les types d'éléments choisis entre les deux solveurs sont équivalents. Comme pour Abaqus, la gestion de l'intégration dans l'épaisseur d'un élément est gérée par 3 points d'intégration (le nombre est modifiable). Le récapitulatif des différences entre les deux codes est présenté au tableau 4.5.

Tableau 4.5 : Equivalences dans les fonctions utilisées pour passer du modèle Optistruct® à Radioss®.

	Optistruct®	Radioss®
Type d'éléments	Eléments coque bilinéaire (Shell en formulation CQUAD4) en intégration complète	Eléments coque bilinéaire (SHELL4N en formulation QBAT) en intégration complète
Nombre de points d'intégration dans l'épaisseur	Résolution analytique	3 points d'intégration dans l'épaisseur
Type de loi de comportement	Loi linéaire orthotrope (MAT8)	Loi non-linéaire avec orthotropie gérée comme un stratifié avec un seul pli (loi 25 en formulation Tsai-Wu)
Possibilité de gestion de la rupture ?	Non	Oui, suppression d'éléments à partir d'un taux de déformation

La différence majeure entre les deux cas réside donc dans le type de loi de comportement. Avec Radioss, la prise en compte de non linéarités de comportement est possible. Cette particularité sera évoquée dans un second temps, l'objectif de cette section étant d'évaluer le portage du modèle (linéaire élastique) d'un solveur à l'autre.

La simulation de la structure 3x3 a été reprise en utilisant le solveur Radioss®. Les propriétés élastiques du matériau du tableau 4.4 sont reprises. Une autre différence entre les deux solveurs tient dans la définition des conditions aux limites et de chargement. Dans le cas d'Optistruct®, le déplacement est imposé pour une valeur particulière tandis que pour Radioss®, le déplacement imposé suit une courbe. Ainsi, pour le cas d'étude, une rampe linéaire de déplacement en fonction du temps est imposée suivant z sur tous les nœuds des faces inférieures et supérieures (symétriquement).

Les éléments de comparaison entre les deux simulations sont les champs de contrainte σ_{xx} et σ_{yy} ainsi que l'évolution des rapports des déformations RDzy et RDzx (avec les deux zones d'étude de la figure 4.4) et du volume de la cellule élémentaire par rapport à la déformation suivant Z. Dans un premier temps, la simulation Radioss® est réalisée en régime linéaire élastique. Les résultats (figure 4.10) diffèrent assez notablement entre les deux codes, avec un phénomène de flambement local de certains

panes de la cellule apparaissant pour le calcul explicite, ce qui n'avait pas été le cas pour le calcul implicite (possiblement à cause des incréments de chargement trop importants, ou au type d'éléments utilisés, etc.).

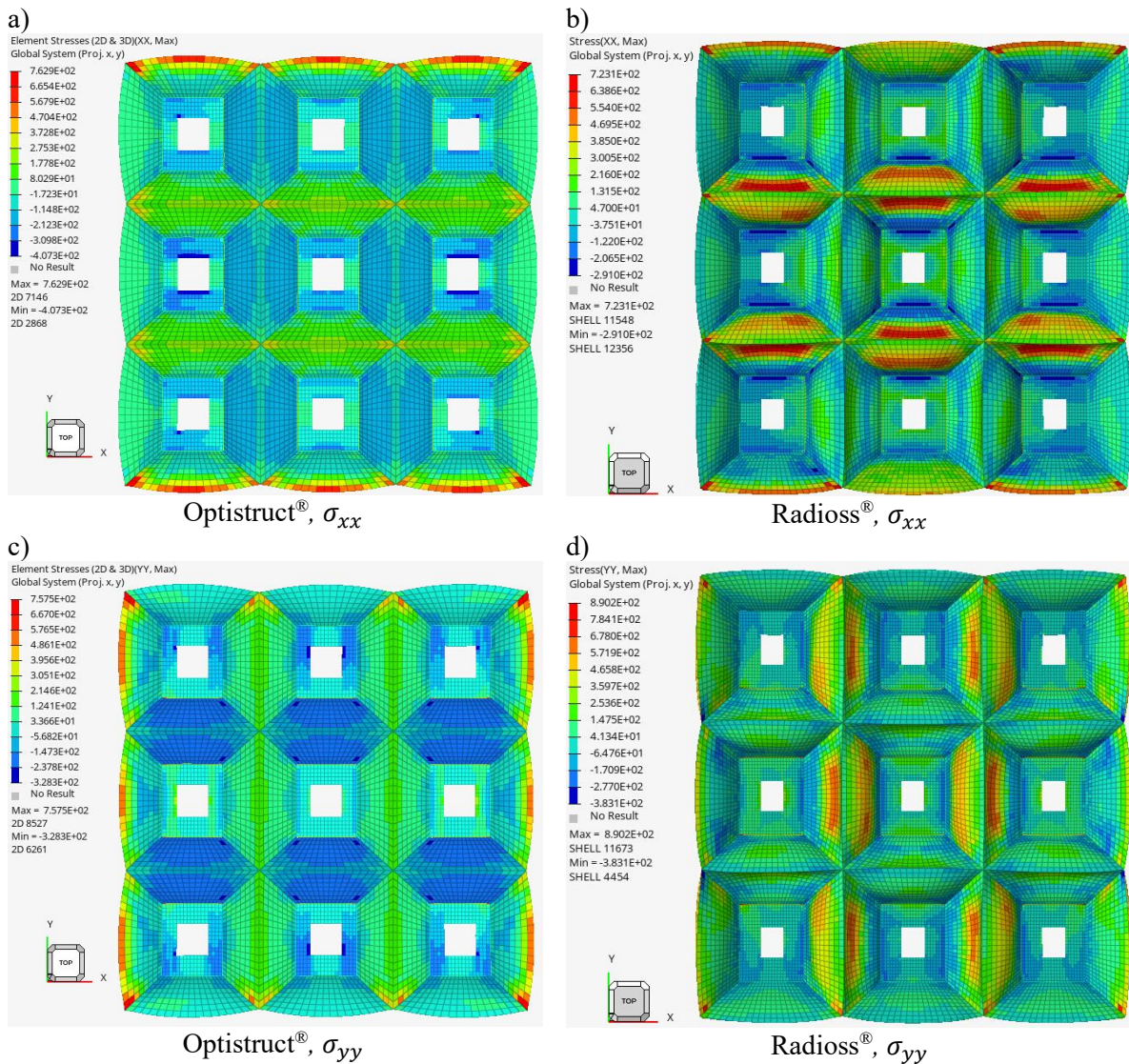


Figure 4.10 : Comparaison pour une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire avec différenciation des zones de cellules élémentaires, pour un cas de déformation suivant Z de 25%, des champs de contraintes σ_{xx} entre les modèles Optistruct® (a) et Radioss® (b) et comparaison des champs de contraintes σ_{yy} entre les modèles Optistruct® (c) et Radioss® (d).

L'étude des rapports des déformations RDzx et RDzy, représentés à la figure 4.11 permet de visualiser le début des phénomènes de flambement (à environ 8 % de déformation suivant Z). Sur cette figure, les points représentés correspondent aux résultats des simulations implicites. Les résultats des deux simulations, avant la « bifurcation » due au flambement, sont néanmoins jugés suffisamment proches pour montrer que le transfert du modèle d'un solveur à l'autre s'est déroulé correctement.

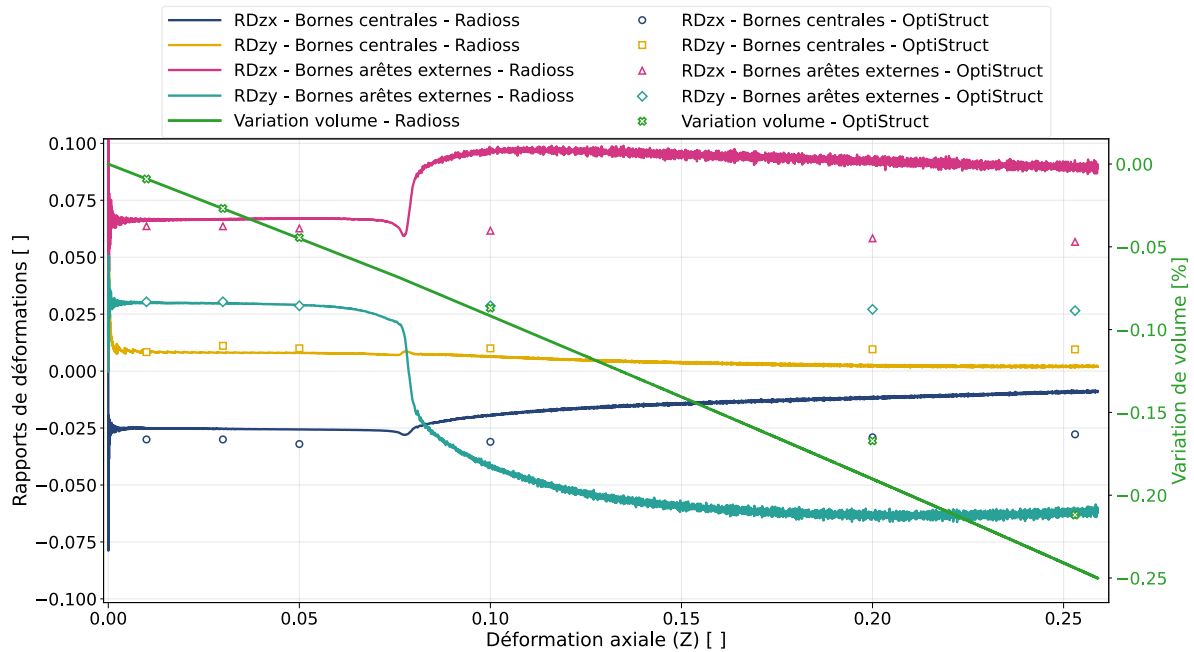


Figure 4.11 : Comparaison des rapports des déformations entre les modèles Optistruct® et Radioss® pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones de cellules élémentaires.

4.2.B Calibration du modèle selon les données expérimentales dans le plan XY

Pour affiner le modèle développé, une option consiste à le calibrer par rapport aux données expérimentales disponibles. Les paramètres d'ajustement correspondent ici au niveau des propriétés mécaniques des lois de comportement définissant chaque zone de la cellule élémentaire. Expérimentalement, pour une sollicitation de traction à 5 mm/min, la courbe force-déplacement semble présenter une faible non-linéarité aux environs de 15 kN (figure 4.12a). Ainsi, la courbe est considérée comme linéaire, pour effectuer le recalage de cette partie. Ainsi, pour l'instant, les paramètres permettant d'initier les phénomènes non-linéaires dans la simulation sont désactivés (repoussés pour ne pas les atteindre).

Pour être cohérent avec les conditions de l'essai, le modèle de 3x3 cellules est passé à 4x4 cellules. Ces dernières sont sollicitées en traction dans le sens des fils de chaîne (suivant l'axe Y pour la simulation). Le modèle est piloté en déplacement et le chargement se fait sous forme d'une rampe de 4 mm (provisoirement) sur 100 ms pour limiter les coûts de calculs. Pour se rapprocher des conditions expérimentales de sollicitation, le choix des nœuds sollicités est présenté dans la vue de coupe A-A de la figure 4.12b. Ce choix est retenu pour ne tirer que sur les zones ayant un « sens physique » au regard des fils. Les pans hauts et bas ne sont en effet pas sollicités directement, comme dans la réalité (figure 4.12c). L'introduction de l'effort passe uniquement par les pans gauches et droits ainsi que les zones centrales et les languettes suivant Y. De l'autre côté, les nœuds sont bloqués en translation pour représenter le bord fixe de l'essai de traction.

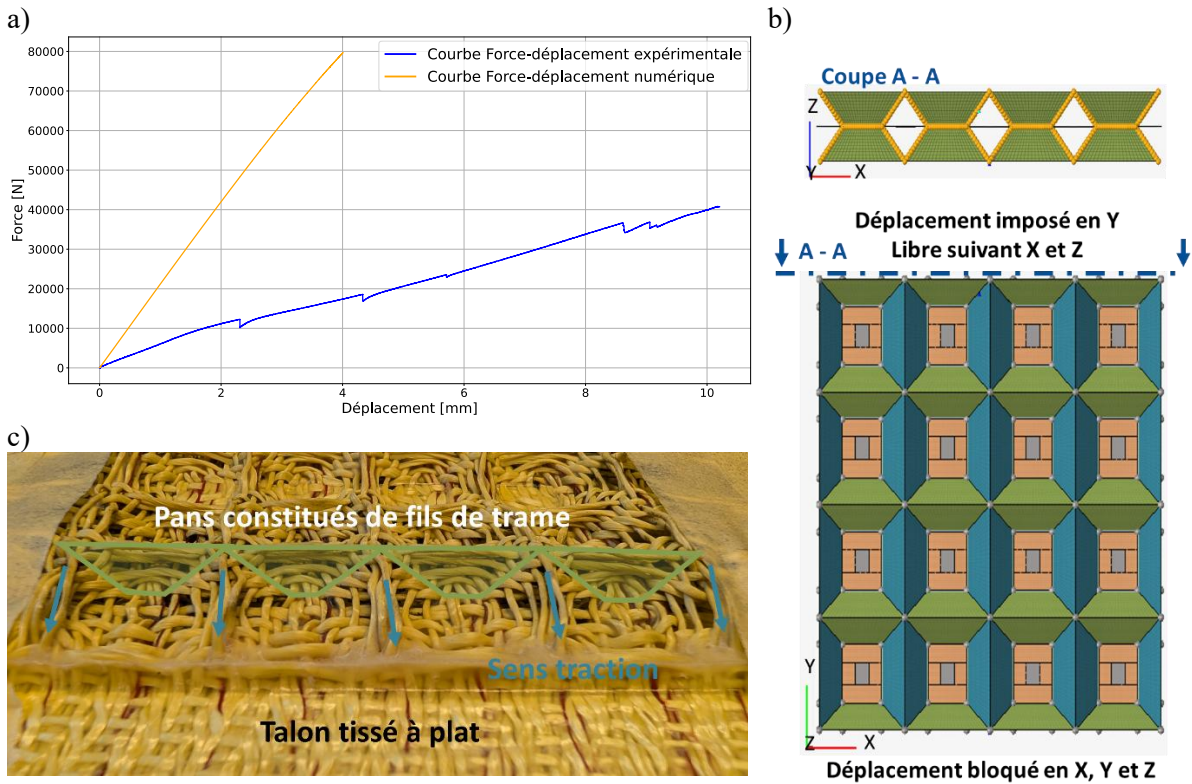


Figure 4.12 : Courbe force – déplacement du cycle à rupture de l’essai de traction à 5 mm/min obtenu avec le modèle avant recalage (a), modèle utilisé pour la simulation de traction avec conditions aux limites explicites (b) et conditions de chargement sur l’éprouvette réelle (c).

La courbe expérimentale de la figure 4.12a est directement issue de la cellule d’effort et du capteur de déplacement de la traverse de la machine de traction. L’effort est exploité en l’état car expérimentalement les fils de chaînes des quatre colonnes sont sollicités, comme dans le modèle numérique. Cependant, le déplacement de la traverse est faussé car il inclut les déformations des cellules périphériques simplement thermoformées de chaque côté de la zone d’étude (4x4) en sens chaîne (figure 4.13).

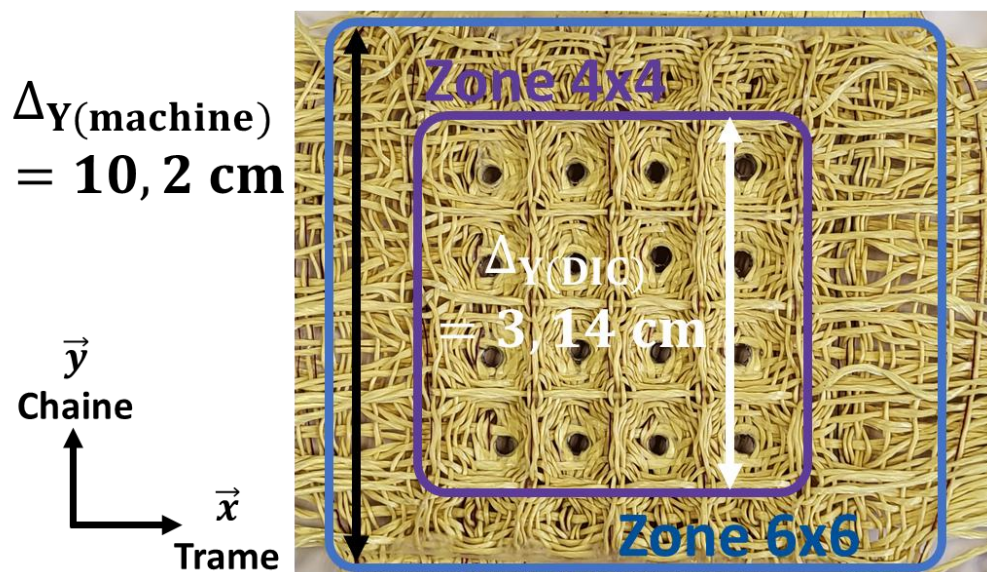


Figure 4.13 : Explication des déplacements suivant Y retenus pour ne tenir compte que de la zone correctement thermoformée.

Par conséquent c'est le déplacement (moyen) aux frontières haute et basse du motif 4x4 lors de l'essai, suivant Y, qui doit être considéré pour la comparaison avec la simulation numérique. Ces fils sont choisis comme référence pour la qualité de la corrélation d'image à leurs extrémités et à leur rectilinéarité. Cela représente un déplacement de 3,14 mm et non 10,2 mm, ce qui souligne l'importance des déformations des deux rangées de cellules périphériques à la zone modélisée.

La courbe force-déplacement du modèle numérique en traction est présentée sur la figure 4.12a. La pente de la courbe simulée est de 21204 N/mm. Par conséquent, pour atteindre un déplacement de 3,14 mm, une force de 66580 N est nécessaire. Expérimentalement, la force est de 42985 N. Par conséquent, un facteur correctif de 1,54 est nécessaire pour recalibrer la courbe force-déplacement. Pour calibrer le modèle, la première approche consiste à diviser les modules d'élasticité par 1,54. Les modules calibrés sont explicités dans le tableau 4.6. Les modules dans la direction 2 sont également calibrés, car on suppose à ce stade que l'erreur d'estimation provient du calcul par la loi des mélanges, et des divers biais qu'elle inclut (e.g. méthode d'évaluation des porosités)

Tableau 4.6 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des différentes zones de la cellule élémentaire, calibrées selon l'essai de traction à 5 mm/min.

Zone de la cellule élémentaire	E_{11} (MPa)	E_{22} (MPa)	ν_{12} ()	G_{12} (MPa)	Masse volumique (g/mm ³)
A	4612	1038	0,05	1038	0,00017
B	19414	1038	0,23	1038	0,00077
C	32357	32357	0,378	1038	0,00128
D	15022	1038	0,175	1038	0,00059
E	13422	1038	0,146	1038	0,00051
↓ Valeurs initiales avant calibration ↓					
Zones de la cellule élémentaire	E_{11} (MPa)	E_{22} (MPa)	ν_{12} ()	G_{12} (MPa)	Masse volumique (g/mm ³)
A	7103	1600	0,05	1600	0,00017
B	29898	1600	0,23	1600	0,00077
C	49830	49830	0,37	1600	0,00128
D	23135	1600	0,23	1600	0,00059
E	20671	1600	0,14	1600	0,00051

La courbe force-déplacement du modèle avec les modules calibrés est présentée figure 4.14a. L'abattement des modules par le facteur correctif permet de recalibrer les propriétés mécaniques du modèle selon l'axe Y. La seconde étape consiste à calibrer le modèle suivant l'axe X. Cependant, contrairement à la démarche menée pour l'axe Y, les seules données disponibles sont issues des champs de déplacement suivant X de la stéréo-corrélation d'images. Ainsi, l'objectif de cette seconde étape est de faire coïncider les champs de déplacements expérimentaux et numériques. Après cette première étape de calibration, le champ de déplacement suivant X du modèle est présenté à la figure 4.14b. Le champ de déplacement est ici parfaitement symétrique car l'introduction de la sollicitation l'est aussi et la géométrie de la structure est exempte de défauts. En termes d'ordre de grandeur des déplacements, les résultats simulés sont inférieurs à ceux mesurés expérimentalement, 1,219 mm.

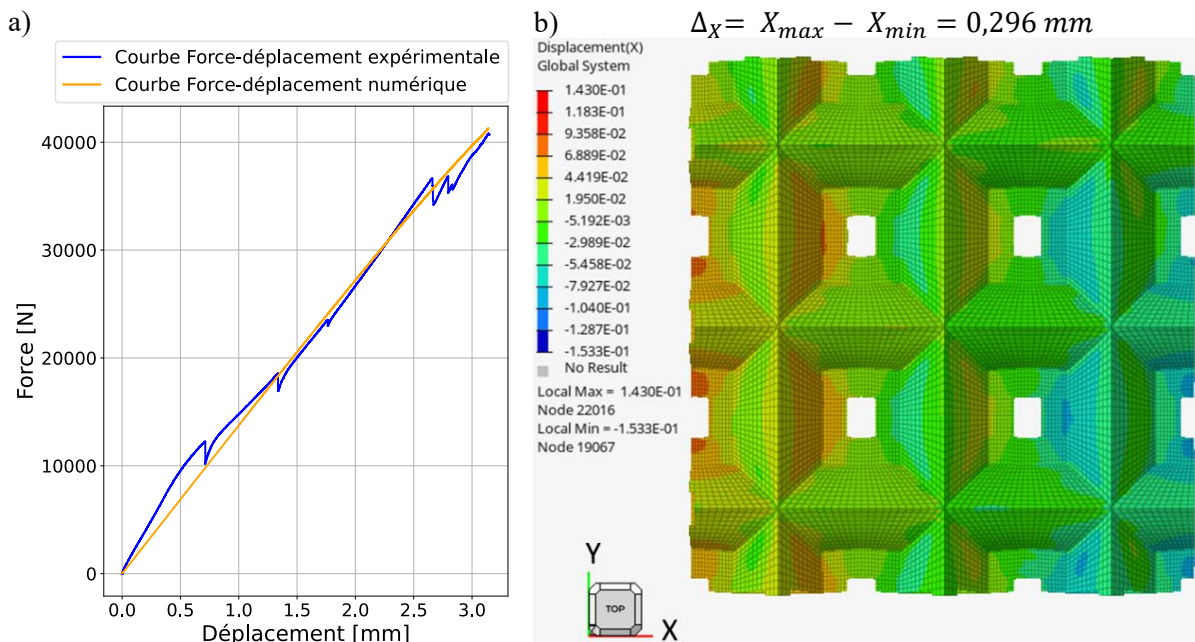


Figure 4.14 : Courbe force – déplacement (en Y) obtenue avec le modèle après recalage (a) et champ de déplacement suivant X de la zone 2x2 centrale (b).

Pour converger vers les résultats expérimentaux, une approche similaire est réalisée par une seconde modification des modules dans les zones dont la direction privilégiée des fils est suivant X. Cependant, la réponse mécanique s’avère peu sensible aux variations de modules ou de coefficient de Poisson. En première explication il faut constater qu’une partie latérale de la structure testée est manquante. Le choix a été fait de conserver les cellules latérales non thermoformées (visibles dans la zone 6x6 de la figure 4.13) en les coupant néanmoins aux extrémités inférieures et supérieures pour ne pas les solliciter en traction durant l’essai. Ainsi, elles ne contribuent pas au comportement mécanique suivant Y mais elles ont possiblement une influence suivant X. Pour vérifier cette hypothèse, ces dernières ont été ajoutées au calcul de manière simplifiée, comme représenté à la figure 4.15a.

Tableau 4.7 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des colonnes latérales.

Zones de la cellule élémentaire	E_{11} (MPa)	E_{22} (MPa)	ν_{12} ()	G_{12} (MPa)	Masse volumique (g/mm^3)
F	15022	1038	0,175	1038	0,00128
G	10000	10000	0,378	1038	0,00128

Le tableau 4.7 présente les propriétés matériau associées aux zones F et G des colonnes latérales. La zone F est assimilée aux propriétés des pans gauches et droits (zone D) et la zone G à un matériau à deux directions privilégiées comme un renfort tissé type toile. Les propriétés mécaniques de cette dernière zone sont relativement arbitraires. En effet, cette zone est en réalité constituée du reste de la colonne de cellules élémentaires aplaties car non thermoformées. Par conséquent, les valeurs des propriétés mécaniques sont choisies plus faibles que les autres zones.

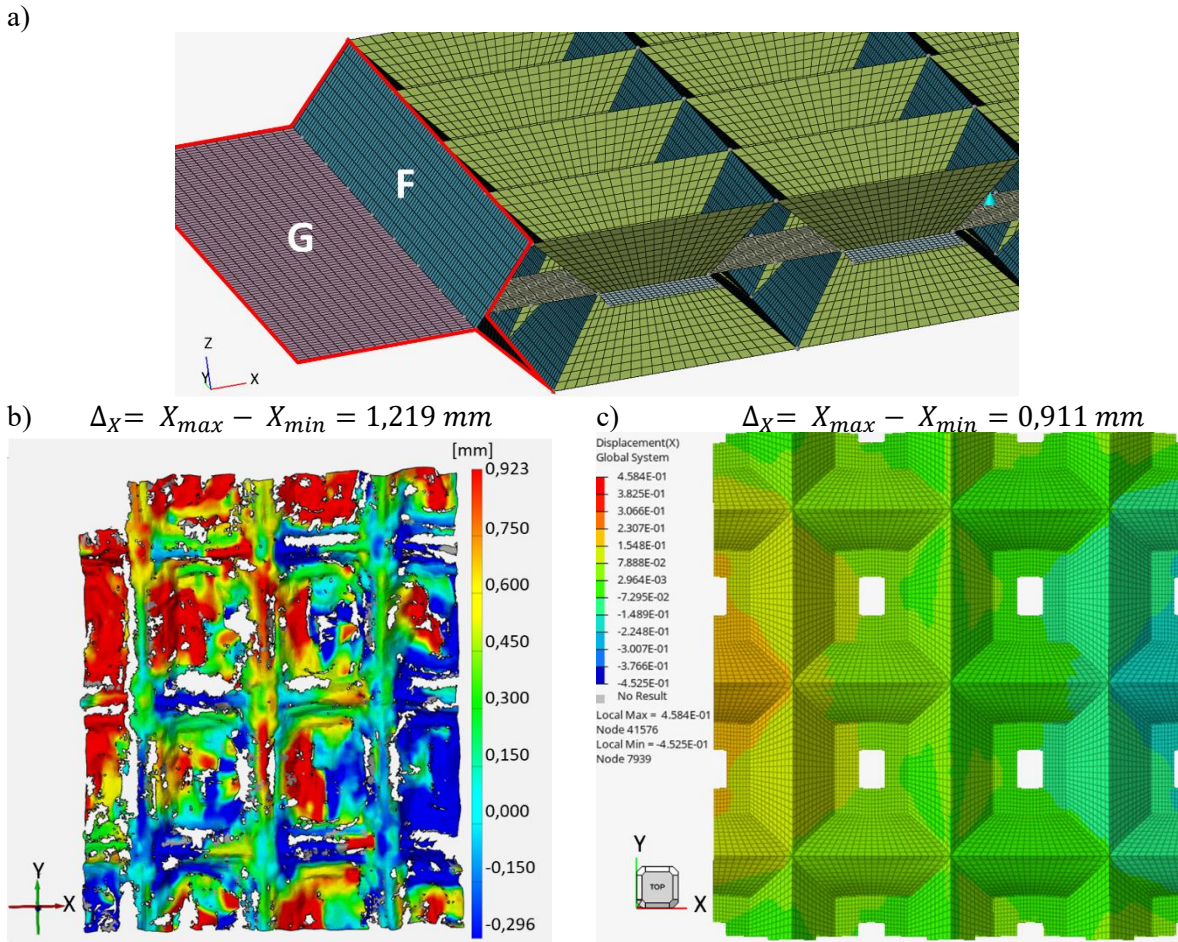


Figure 4.15 : Modèle incluant les colonnes latérales non thermoformées (a), champ de déplacement suivant X de la zone 2x2 centrale de l'éprouvette expérimentale de l'essai à 5 mm/min avant rupture (filtrage des valeurs au premier écart-type) (b) et champ de déplacement numérique du modèle avec colonnes latérales non thermoformées dans les mêmes conditions (c).

Les figure 4.15b et c présentent respectivement le champ de déplacement suivant X du centre de la structure, expérimentalement pour l'essai à 5 mm/min et numériquement avec l'ajout des colonnes latérales non thermoformées. Par rapport à la première cartographie numérique, l'ordre de grandeur est plus proche de l'expérimental : les déplacements en X passent de 0,296 mm à 0,911 mm, par rapport à 1,219 mm (expérimental). De plus, comme évoqué dans le chapitre expérimental (chapitre 3, section 3.2.A, page 106), l'essai de 5 mm présente un gauchissement assez important. Dans la fenêtre d'étude, la rotation moyenne des chaînes les plus hautes est de 0,3°. Cela représente ici une rotation de 0,26 mm. L'échelle des déplacements de la figure 4.15b passerait alors de [-0,296 ; 0,923] mm à [-0,56 ; 0,66] mm. Par conséquent et étant donné la qualité de fabrication du matériau d'étude, la cohérence des ordres de grandeur expérimentaux (dégauchis) et numériques (recalés avec un abattement de 1,54) est plutôt satisfaisante et aucune nouvelle calibration suivant X ne semble plus nécessaire.

Au regard de la qualité de fabrication des échantillons et des données récupérables sur les essais, le recalage de la simulation par rapport à l'essai de traction à 5 mm/min est jugé satisfaisant en l'état. Pour le reste de l'étude, purement numérique, les colonnes latérales seront supprimées car elles n'ont d'intérêt mécanique que dans le comportement transverse (suivant X). La question est maintenant d'étudier le comportement hors-plan numérique avec, en ligne de mire, la comparaison avec les résultats expérimentaux.

4.2.C Etude du comportement hors-plan numérique pour une sollicitation de traction

Pour étudier les comportements hors-plan de la structure, le protocole développé pour déterminer les rapports des déformations RDyz expérimentaux est appliqué sur les résultats de simulation.

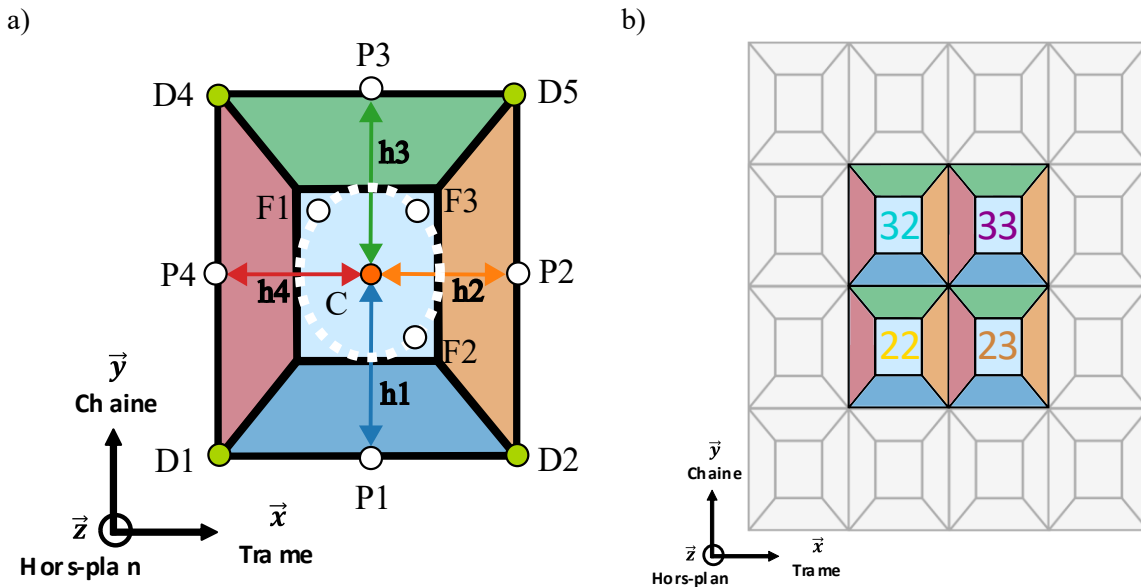


Figure 4.16 : Rappel des points extraits et calculés pour déterminer les déformations axiales (suivant y) et hors-plan (suivant z) pour une cellule unitaire avec notations simplifiées (a) et de la dénomination des cellules dans la zone 2x2 d'étude (b).

Pour rappel, les points P, F et D de la figure 4.16a sont extraits directement et le point C est calculé comme étant le centre du cercle circonscrit défini par les points F. La variation de hauteur des 4 pans obliques du motif est calculée à partir de la différence des coordonnées en Z des points P et C. Les points D servent à déterminer la déformation axiale (suivant Y) des cellules. A partir des variations de hauteurs et longueurs de la cellule sont déterminées les déformations. Enfin le rapport des déformations est calculé comme un coefficient de Poisson classique ($RD = -\varepsilon_{\text{Transverse}} / \varepsilon_{\text{Axiale}}$).

La figure 4.17 présente les résultats obtenus pour les trois étapes du calcul des rapports des déformations. Le choix est fait de ne présenter dans le texte qu'une seule des quatre cellules (la 22) d'étude en raison du comportement quasi identique de ces dernières. Les trois autres sont néanmoins présentées en annexe 4.2. Numériquement, ces courbes montrent que les comportements hors-plan des pans gauches/droits ($h2$ et $h4$) et haut/bas ($h1$ et $h3$) sont radicalement différents. Les pans gauches/droits ont tendance à « gonfler » tandis que les pans haut/bas ont tendance à s'affaisser (figures 4.17a et b). Les rapports des déformations (figure 4.17c) apparaissent relativement constants pour les pans haut/bas ($h1$ et $h3$). Pour les pans gauches/droits ($h2$ et $h4$), le rapport des déformations a tendance, quant à lui, à croître légèrement.

Un pic est observé sur les courbes de rapport des déformations sur les pans hauts et gauches ($h1$ et $h3$). Il est agrandi à la figure 4.17d. L'apparition de ce pic est assez surprenante au regard de l'aspect linéaire des courbes de déformation hors-plan (Z) en fonction de la déformation axiale (Y). De plus, l'intensité de ce pic n'est pas la même en fonction de la position de la cellule au sein de la structure. En effet, l'intensité de ce dernier est « semblable » au niveau des cellules 22 et 23 (figure 4.16b) et plus importante pour les cellules 32 et 33 (plus proches du bord de l'éprouvette sur lequel est imposée la condition de déplacement pour la traction).

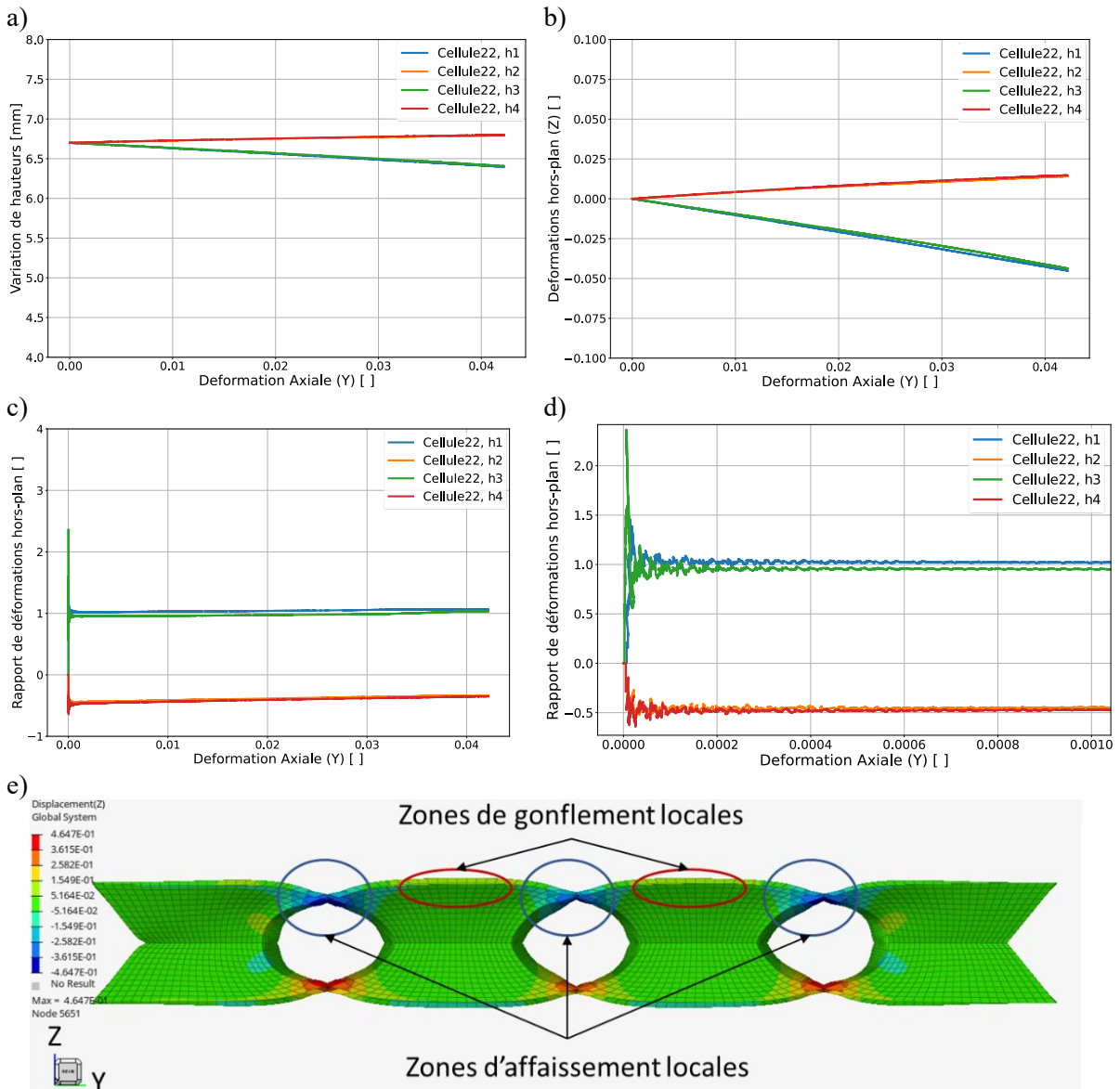


Figure 4.17 : Résultat de l'étude du comportement hors-plan (Z) pour la cellule 22 en 100 ms lors d'une simulation en traction suivant Y : variations de hauteurs (a), déformations hors-plan (b), rapports des déformations (c), agrandissement sur les petites déformations axiales (d) et représentation de la déformée de la structure en traction (e).

La première hypothèse pour expliquer ce phénomène pourrait être qu'il ait une origine purement numérique, en raison de la possible amplitude d'un bruit numérique au regard des très petites déformations initiales, entraînant des courbes de rapports des déformations elles-mêmes bruitées. En effet, en raison de l'évolution des courbes de déformations hors-plan et axiale, rien ne semble expliquer la présence de ce pic. Les deux courbes sont croissantes et globalement proportionnelles comme l'indique la courbe de rapport des déformations de la simulation dont le chargement est effectué en 100 ms (figure 4.17c). Par conséquent, c'est l'opération mathématique de division des taux de déformation qui exacerbe ce pic. Cela pourrait s'expliquer par le type de résolution explicite utilisé (propagation d'ondes transitoires). L'évolution des coordonnées de différents nœuds est extraite de la simulation numérique. Ces nœuds ne sont pas adjacents et ne subissent donc pas le chargement exactement au même pas de temps, comme représenté schématiquement à la figure 4.18a. L'information se propage, portée par une onde à une vitesse finie à partir de la face sollicitée à travers l'éprouvette. L'information atteint les points D4 et D5 avant les points F1 et F2 et ainsi de suite en raison des différences de vitesse de propagation de l'onde. Cette propagation d'onde est ici particulièrement

complexe en raison des différentes zones constituant la cellule élémentaire ainsi que de la nature orthotrope des matériaux les constituant. Cela crée néanmoins un léger déphasage (visible à la figure 4.18b) dans la prise d'informations. Dans cette figure, il est remarquable que la courbe des déformations hors-plan oscille avec des amplitudes bien plus grandes que celle des déformations axiales. Cette forte différence d'amplitude implique une hausse rapide du rapport des deux déformations.

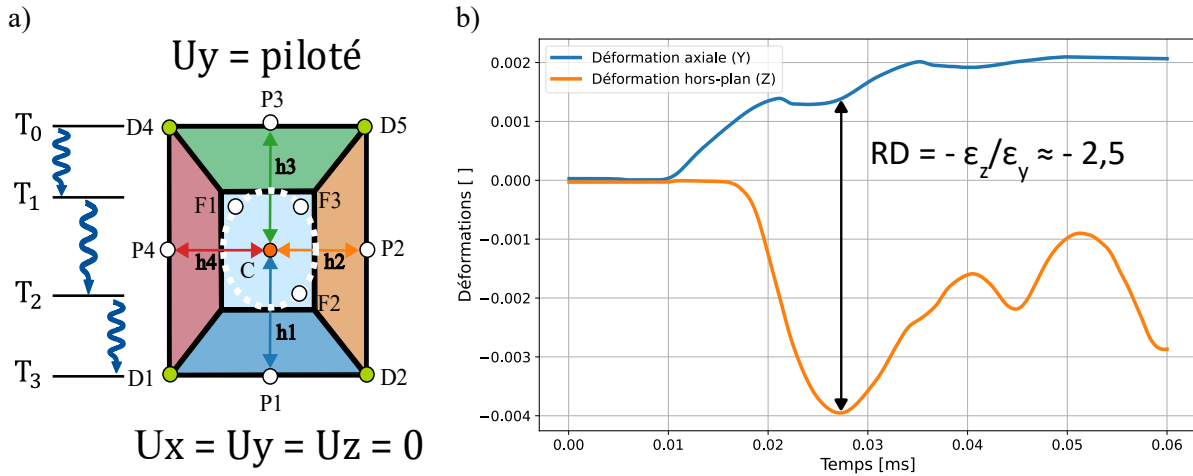


Figure 4.18 : Représentation simplifiée de la propagation d'ondes à travers une cellule élémentaire amenant au déphasage (a) et mise en évidence du pic de RD à travers les courbes de déformations axiale et hors-plan (h3) en fonction du temps (b).

Une seconde hypothèse de l'origine de ce phénomène est un effet de structure. Pour tenter d'explorer cette piste, la simulation est modifiée de façon à exercer une traction symétrique à l'éprouvette afin de limiter l'influence de la zone de blocage des nœuds en déplacement sur la partie inférieure du modèle. Pour évaluer également l'influence de la vitesse de sollicitation sur le comportement « structure », ce cas de sollicitation de traction symétrique se fait en imposant une rampe de déplacement de 1,57 mm sur une durée de 1 ms. Cette sollicitation est 100 fois plus rapide que précédemment pour évaluer un cas très différent. La figure 4.19 présente les courbes de rapports déformation hors-plan pour les cellules 22 et 32 (directement juxtaposées dans le sens de traction). Cette simulation permet de conclure sur une partie de l'origine structurale de ce dépassement local. En effet, dans ce cas, les pics sont symétriques (cellule 22, h1 et cellule 32 h3 sont identiques) et le plus important des deux est celui le plus proche du bord sollicité.

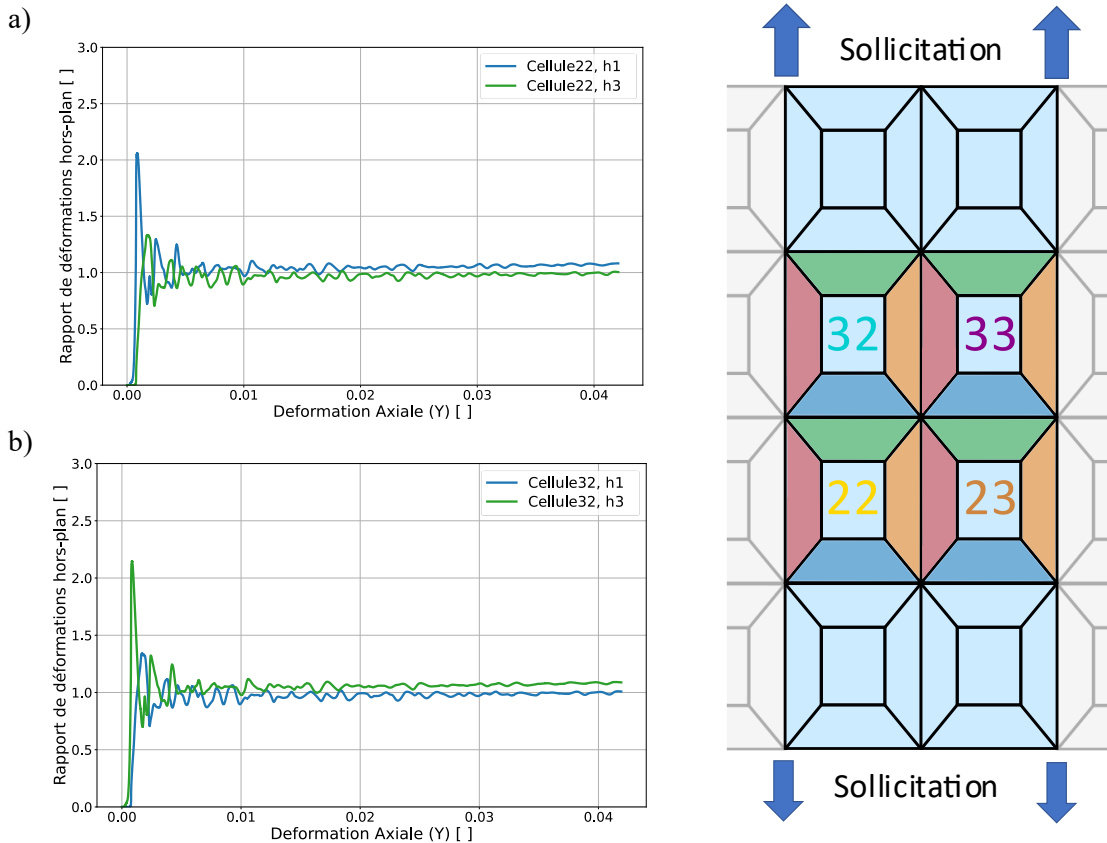


Figure 4.19 : Représentation des courbes de rapports des déformations hors-plan pour une sollicitation de traction symétrique en 1 ms : cellule 22 (a) et 32 (b).

Par ailleurs, en diminuant le temps de sollicitation, l'effet de la dynamique transitoire est différent pour cette simulation à 1 ms. Contre-intuitivement, les pics ont une amplitude plus faible (2,2 contre 2,5), apparaissent à des niveaux de déformations axiales plus importantes et sont davantage étalés en termes de déformations axiales. Par conséquent, le temps de chargement semble avoir une influence sur ce dépassement, signe de sa sensibilité aux phénomènes de dynamique transitoire.

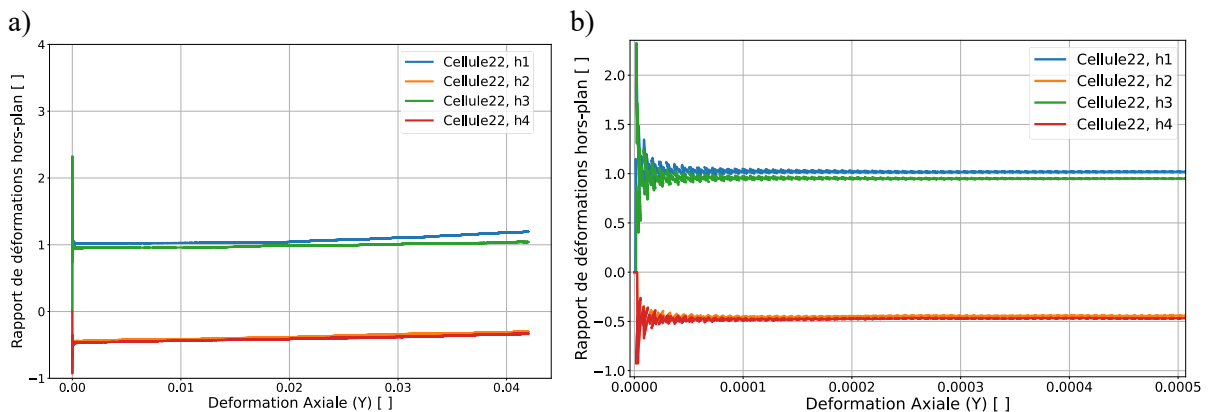


Figure 4.20 : Représentation des courbes de rapports des déformations hors-plan pour une sollicitation de traction imposée par une rampe de déplacement de 3,14 mm sur un temps de 2500 ms (a) et agrandissement des courbes pour de faibles niveaux de déformations (b).

Pour vérifier cette proposition, la figure 4.20a montre l'évolution des rapports des déformations pour une simulation dont le chargement s'étale sur 2500 ms. L'agrandissement de la figure 4.20b met en évidence la persistance de ce pic pour des déformations faibles. Or ce chargement semble suffisamment « lent » pour limiter l'amplitude de phénomènes de dynamique transitoire.

A titre indicatif, les temps de calculs pour chacune des trois simulations utilisées dans cette section sont présentés dans le tableau 4.8.

Tableau 4.8 : Coût de calculs pour les simulations de traction.

Durée de la simulation (ms)	Temps de calcul
1 ms	4 minutes 5 secondes
100 ms	3 heures 56 minutes
2500 ms	77 heures 10 minutes

4.2.D Confrontation du comportement hors-plan expérimental et numérique

A présent, le modèle est suffisamment maîtrisé pour comparer le comportement hors-plan du modèle à celui de l'essai à 100 mm/min. Cet essai est préféré à celui à 5 mm/min en raison de sa meilleure qualité. La figure 4.21a rappelle les courbes de rapports des déformations pour la cellule 22 de cet essai. La comparaison avec la simulation de 2500 ms (figure 4.21b), la plus proche d'une sollicitation quasi-statique, permet de voir une certaine correspondance dans l'allure des courbes. En effet, les comportements « par groupes » des pans gauches/droits (h2 et h4) et hauts/bas (h1 et h3) se retrouvent dans les deux cas.

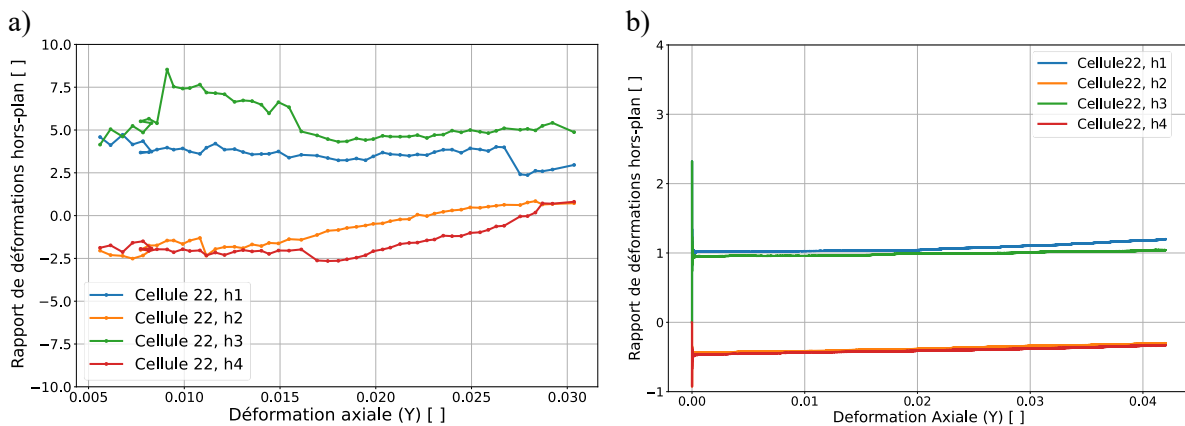


Figure 4.21 : Rappel des courbes de RD de l'essai à 100 mm/min de la cellule 22 (a) et résultats de la simulation en traction pour une durée de 2500ms (b).

Néanmoins, en termes d'amplitude, un facteur 5 peut être relevé entre le cas numérique et l'expérimental. L'une des raisons de cet écart réside encore une fois possiblement dans la différence entre l'éprouvette réelle, avec toutes ses imperfections, et l'éprouvette virtuelle parfaite, avec toutes les simplifications évoquées précédemment. Pour aller plus loin dans cette analyse, la position de certains points placés sur les fils de chaînes supérieurs (dans la zone d'étude) est relevée dans l'essai. La variation de leur position suivant Z (hors-plan) est présentée sur la figure 4.22. Cela révèle l'une des limites du modèle relativement à la représentation du comportement du composite dont le comportement est piloté par son renfort fibreux. En effet, expérimentalement, la variation de la coordonnée en Z des points varie selon une dispersion certaine mais suit une même tendance en tout point du fil de chaîne considéré. Cela semble logique en raison de la continuité de ce dernier et du fait que la sollicitation de traction lui est directement appliquée. Ainsi, tous les points subissent le même « affaissement » pendant la traction. Cependant, le modèle numérique lui, avec ses pans homogénéisés ne permet pas une représentation aussi fine du comportement continu des fils. C'est pour cette raison que deux zones de comportement semblent se dégager dans la déformation de la structure numérique (figure 4.17e).

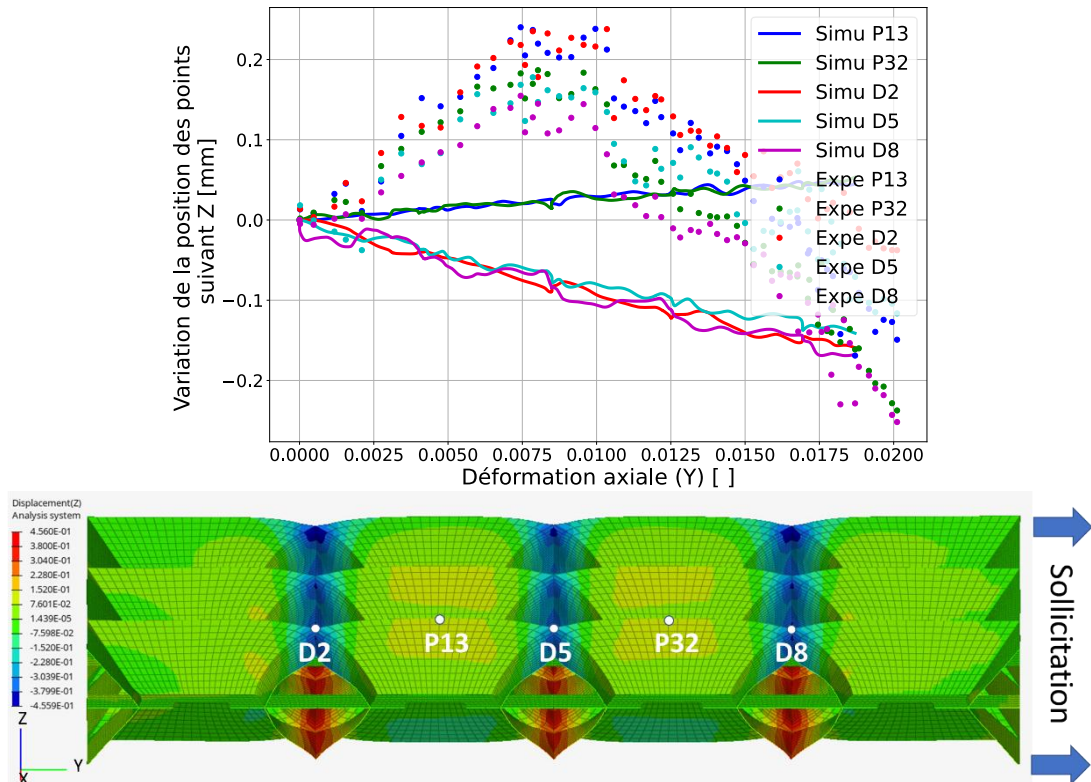


Figure 4.22 : Comparaison de la variation de position des points suivant l'axe Z de points situés sur les arêtes les plus hautes en sens chaîne, expérimentales et numériques.

Cependant, le modèle de calcul permet d'envisager le comportement d'une cellule parfaite, ce vers quoi devrait tendre le composite fabriqué après des investissements conséquents en temps et moyens de production. Certains éléments comme la densification des cellules lors de la compression, ou encore la réponse en déformation étagée (figure 4.23) semblent indiquer une prédisposition à l'absorption d'énergie. Pour réellement conclure sur la capacité de ce genre de structure à absorber de l'énergie, l'utilisation de lois de comportement non-linéaires permettant la dissipation de l'énergie à travers un travail plastique doit être envisagée.

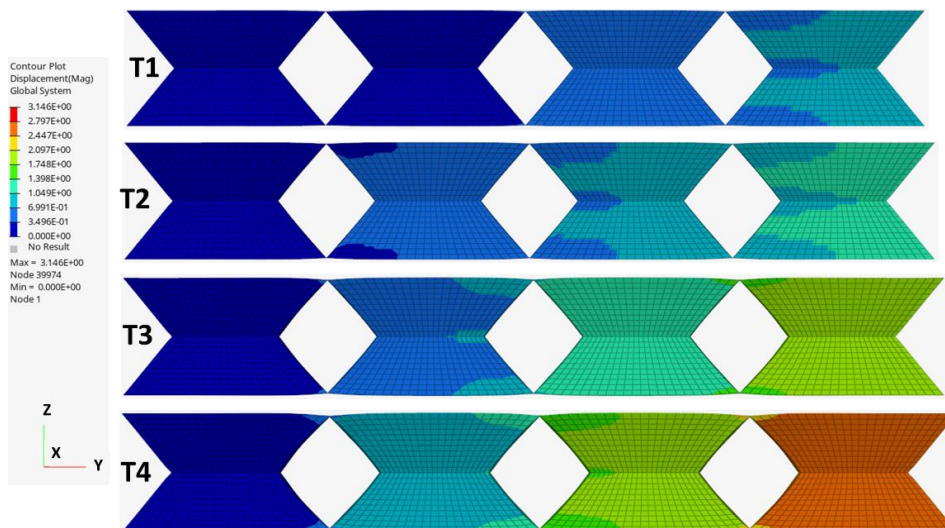


Figure 4.23 : Représentation de la déformation étagée de la structure pour une sollicitation de traction suivant Y.

4.3 Etude à but prospectif sur la base du modèle calibré

4.3.A Modèle orthotrope non-linéaire avec zones différenciées

Le critère de Tsai-Wu (décrit chapitre 1, section 1.5, page 47) est utilisé ici pour piloter la non-linéarité. La gestion de la non-linéarité est assurée à travers la fonction $F(W_p^*, \dot{\epsilon})$ définie par l'équation (4.8) avec b et n les coefficients d'une loi puissance pilotant la non linéarité, W_p^{ref} le travail anélastique de référence, c et $\dot{\epsilon}_0$ les coefficients définissant une dépendance logarithmique à la vitesse de déformation.

$$F(W_p^*, \dot{\epsilon}) = \left[1 + b(W_p^*)^n\right] \cdot \left[1 + c \cdot \ln\left(\frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0}\right)\right] \quad (4.8)$$

$$\text{Avec } W_p^* = \frac{W_p}{W_p^{ref}}$$

Tous ces coefficients nécessiteraient d'être caractérisés expérimentalement. Cependant, le nombre d'essais nécessaires à la bonne caractérisation de ces derniers pour 5 types de matériaux différents n'est pas envisageable dans le cadre de ce travail, et n'aurait que peu de sens en raison de la qualité actuelle de fabrication du matériau d'étude et de ses sous-zones.

L'objectif de l'exercice présenté dans cette section n'est pas de comparer les résultats de simulation avec des résultats d'essais sur matériau architecturé mais de réaliser une étude numérique de potentialité. Celle-ci peut être menée avec un autre matériau que celui utilisé pour nos éprouvettes. Le but étant d'étudier la performance à l'impact, en absorption d'énergie, prendre un composite para-aramide/époxy (matériau connu pour ses propriétés intéressantes), pour lequel les paramètres de la loi de comportement ont été spécifiquement identifiés, nous a semblé être un choix intéressant. Par conséquent, les coefficients retenus pour décrire les aspects non-linéaires sont ceux d'un rapport interne de l'ONERA [96]. Ce rapport documente une campagne d'essais sur matériaux composites visant à identifier les paramètres de cette loi de comportement pour différents matériaux. Des essais ont été réalisés sur des éprouvettes orientées à 0° , 90° et $\pm 45^\circ$ (test de Rosen) en traction et compression, en quasi-statique ($8,33 \times 10^{-5}$ m/s) et en dynamique (de 0,2 à 4 m/s en traction et 0,1 et 0,4 m/s en compression), pour un composite à base de renfort tissé de para-aramide et matrice époxy (renfort tissé équilibré de para-aramide avec une résine Epoxy/Vicotex SX1458, le taux volumique de fibre est de 40% et le taux volumique de matrice de 60%, pour une densité de $1,3 \times 10^{-3}$ g/mm³). Par ailleurs, pour compléter l'exercice et envisager les performances d'un matériau de qualité aéronautique, l'entièreté des paramètres déterminés pour ce composite para-aramide/époxy sera utilisée dans la partie 4.3.E.

Mais avant cela, le matériau caractérisé dans la campagne expérimentale est un composite para-aramide/époxy. L'architecture du renfort fibreux et le type de matrice du rapport [96] ne sont pas les mêmes que pour notre composite architecturé, notamment en cisaillement (la nature de la matrice a une importance toute particulière). Une étude partielle, à caractère prospectif peut être réalisée, des paramètres non-linéaires de la littérature lui étant attribués dans un premier temps. Les considérations suivantes seront retenues pour l'étude de ce matériau virtuel :

- les observations de la partie expérimentale sur notre composite ne semblent pas indiquer de claire non-linéarité dans la traction pure en sens chaîne. Par conséquent, pour ne pas initier de non-linéarités dans le calcul, les limites élastiques en traction et compression dans les sens 1 et 2 (en sens chaîne et trame) sont fixées à 100000 MPa, bien au-delà des 1400 MPa obtenus en σ_{yy} pour la sollicitation de traction pour le recalage,

- la seule condition d'activation de la non-linéarité est basée sur la limite élastique en cisaillement (σ_{12y}^c et σ_{12y}^t) déterminée par le rapport [96],
- de même, les paramètres d'écrouissage sont renseignés avec des valeurs issues de ce rapport,
- enfin, dans un premier temps, à des fins de simplification, la possible dépendance à la vitesse du matériau est occultée en imposant le coefficient $c = 0$.

Les paramètres finalement utilisés pour l'activation et la gestion de la non-linéarité du matériau virtuel sont explicités dans le tableau 4.9.

Tableau 4.9 : Paramètres utilisés pour l'activation et la gestion de la non-linéarité matériau.

σ_{1y}^c (MPa)	σ_{1y}^t (MPa)	σ_{2y}^c (MPa)	σ_{2y}^t (MPa)	σ_{12y}^c (MPa)	σ_{12y}^t (MPa)	ϵ_R (%)	α	b	W_p^{ref} (mJ/mm ³)	n	c	$\dot{\epsilon}_0$ (s ⁻¹)
100000	100000	100000	100000	46,5	43	3	0	0,31	1	1	0	1

4.3.B Evaluation des modules équivalents pour le modèle calibré

Pour l'heure, le modèle est calibré sur un essai de traction des éprouvettes, pour la partie linéaire du comportement, et par une campagne expérimentale menée sur un autre matériau pour la partie non-linéaire. Bien que la partie linéaire soit basée sur l'étude expérimentale d'une structure 4x4, pour le reste de l'étude, le choix se portera sur une structure 5x5 plutôt qu'une 3x3 pour obtenir une cellule centrale, qui servira de cellule d'analyse élémentaire.

Par rapport à l'expérimental, ce modèle numérique donne une grande liberté d'étude et permet notamment d'évaluer les modules équivalents dans les trois directions X,Y,Z. Pour ce faire, les nœuds sur les faces externes sont pilotés en déplacement. Le module équivalent est déterminé par une régression linéaire entre 0,05 % et 0,25 % de déformation (norme ISO 527-4) sur la courbe contrainte-déformation simulée.

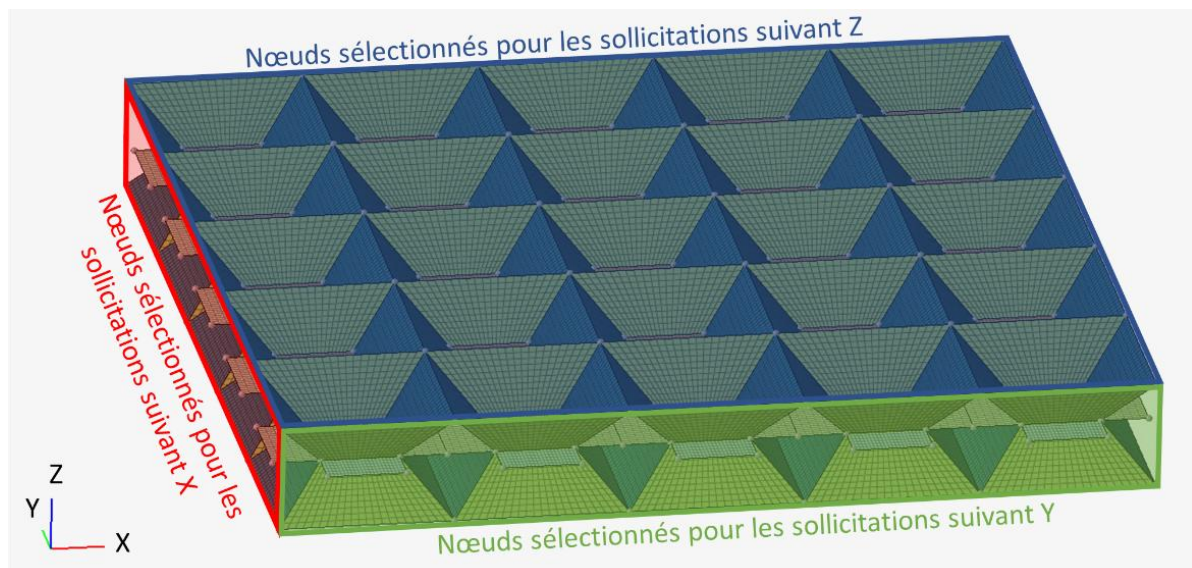


Figure 4.24 : Représentation des plans utilisés pour sélectionner les points d'application des conditions aux limites pour l'étude des modules.

Pour obtenir une courbe contrainte-déformation, un déplacement est imposé aux nœuds comme chargement. La déformation est calculée en fonction de ce déplacement uniforme divisé par la longueur caractéristique initiale de l'éprouvette (en X,Y et Z). La somme des forces aux nœuds sollicités est extraite de la simulation afin de la diviser par la surface d'application de la sollicitation (définie à la

figure 4.24) pour déterminer la contrainte. Six cas d'étude sont considérés dans le cadre de l'évaluation des modules équivalents, traction et compression suivant X,Y et Z. En traction, les courbes contrainte-déformation restent globalement linéaires pour les déplacements considérés (Annexe 4.3). Pour les cas de compression, des phénomènes de flambement globaux de la structure apparaissent pour les cas de sollicitation suivant X et Y (figure 4.25a). Pour la compression suivant Z (figure 4.25b), ces phénomènes restent plus locaux et interfèrent moins avec le comportement global de la structure.

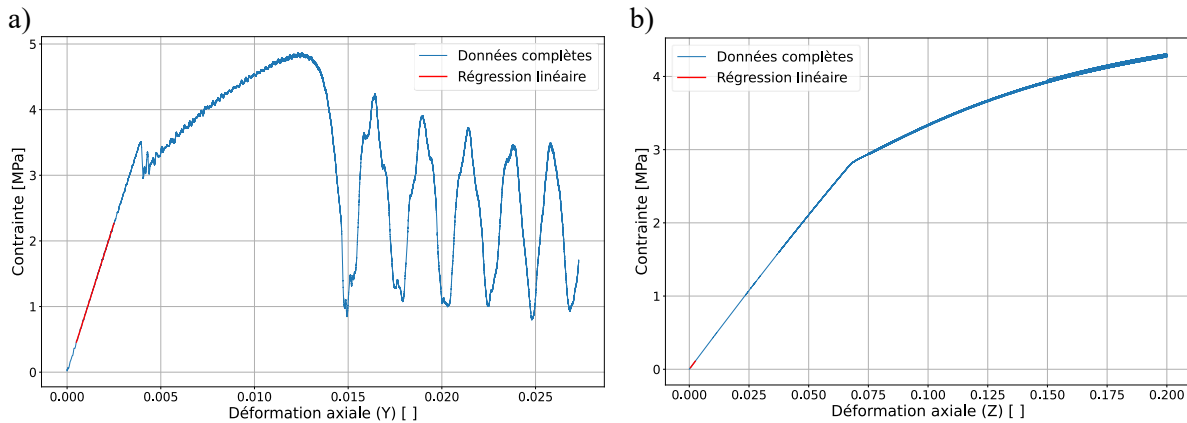


Figure 4.25 : Représentation des courbes contrainte-déformation pour un cas de compression de la structure suivant Y (sens chaîne) (a) et suivant Z (hors-plan) (b).

Le tableau 4.10 récapitule les valeurs des modules équivalents obtenus. Les résultats sont cohérents avec les paramètres des lois de comportement entrés initialement : le module le plus important est suivant Y. La plus faible valeur suivant Z s'explique assez logiquement par l'absence de fils dans cette direction.

Tableau 4.10 : Récapitulatif des modules équivalents simulés.

	Traction	Compression
E_{XX} (MPa)	444,55	436,87
E_{YY} (MPa)	907,28	903,69
E_{ZZ} (MPa)	43,40	43,83

4.3.C Capacité de la structure à absorber de l'énergie

A partir de la courbe contrainte-déformation extraite de la simulation numérique, l'énergie dissipée par la structure peut être calculée. Cela implique cependant de réaliser un retour élastique pour pouvoir effectuer un cycle et mesurer la quantité d'énergie volumique dissipée lors de la compression suivant Z. L'équation (4.9) donne la relation intégrale entre l'énergie volumique (w) et l'aire sous le cycle décrit par la courbe contrainte-déformation. Pour obtenir l'énergie dissipée, il suffit de multiplier cette valeur par le volume de la structure sollicitée (équation (4.10)).

$$w = \oint \sigma d\varepsilon \quad (4.9)$$

$$E_{dissipée} = w \times V_{structure} \quad (4.10)$$

La figure 4.26 présente la courbe contrainte-déformation du cas de compression à 20 % suivant Z avec le retour élastique en fin de sollicitation, pour le calcul de l'intégrale de l'équation (4.9). Le volume de la structure est ici de 169 510 mm³, par conséquent, l'énergie dissipée est de 63,84 J.

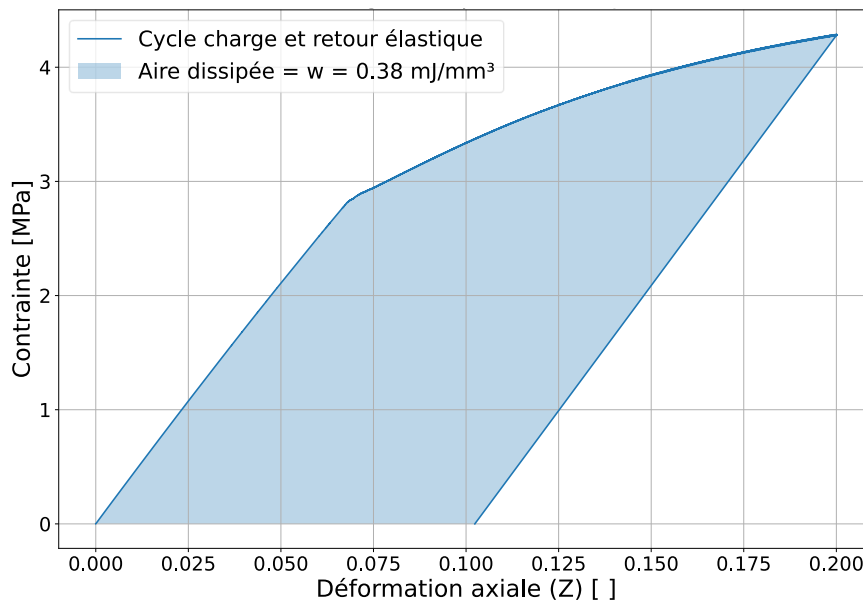


Figure 4.26 : Courbe contrainte-déformation issue de la simulation de compression suivant Z de la structure 5x5 simulée pour le calcul de l'énergie absorbée à 20 % de déformation.

L'énergie absorbée est ici donnée pour une déformation en compression de 20 % suivant Z. Cependant, sans activation de phénomènes de rupture, l'énergie dissipée pourra augmenter indéfiniment jusqu'à l'écrasement complet de la structure.

La loi de comportement retenue permet d'inclure un critère de rupture, en déformation de traction. Lorsque la valeur du critère est atteinte, l'élément concerné est progressivement rompu puis supprimé. En plus de ce critère, certaines conditions peuvent être ajoutées, l'activation de la rupture peut être limitée à l'une ou l'autre des directions matériau 1, 2. Par exemple, pour les zones unidirectionnelles, le critère de rupture peut n'être activé que suivant la direction des fils. Le modèle développé se prête relativement bien à ce genre d'approche car, expérimentalement, les fils rompent l'un après l'autre selon leur direction de sollicitation. D'après les données d'essais réalisés sur les éprouvettes, les éléments sont supprimés dès lors qu'ils atteignent 3 % de déformation dans le sens privilégié des fils (1 et 2 pour la zone centrale du motif C de la figure 4.8b et en sens 1 pour toutes les zones). La courbe contrainte déformation, avec le critère de rupture, est présentée sur la figure 4.27a. On retrouve sur cette dernière les différentes phases attendues lors de la compression de matériaux/composants absorbeurs d'énergie, : une phase de montée linéaire en charge, une phase non linéaire, une chute brusque de contrainte à partir des premières ruptures, aboutissant à une zone de plateau et finalement une ruine finale (pour le modèle, une zone d'interpénétration sévère des éléments). Pour donner plus de sens à cette dernière phase, la gestion des contacts entre les éléments devrait être envisagée, mais est laissée en perspectives des travaux. Par conséquent, cette dernière phase ne sera pas prise en compte pour le calcul de l'énergie absorbée (figure 4.27b). Par rapport au cas précédent (figure 4.26), l'aire dissipée passe de 0,38 mJ/mm³ à 0,93 mJ/mm³, ce qui permet, en termes d'énergie absorbée de passer de 63,84 J à 158,42 J. Cela souligne l'apport particulièrement intéressant de la longue phase de plateau observée.

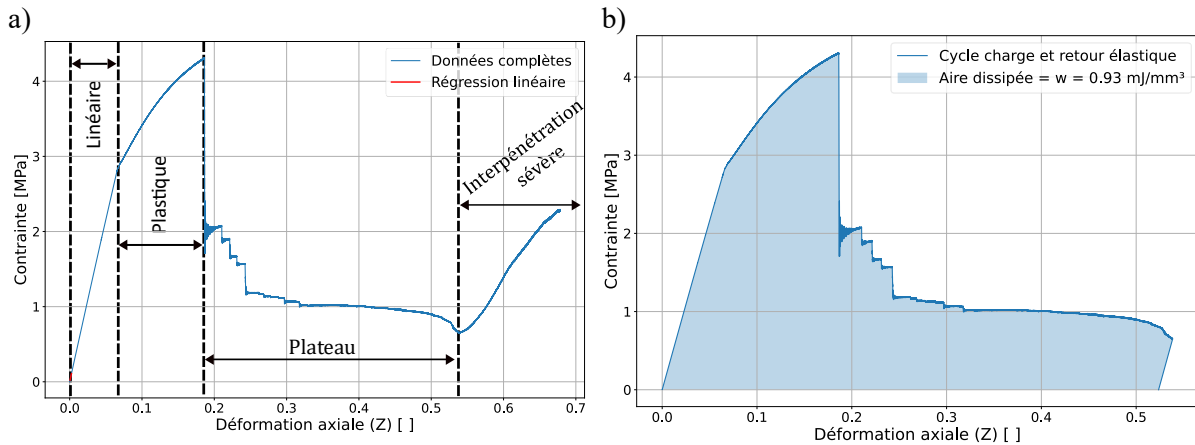


Figure 4.27 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de compression de la structure avec critère de rupture (a) et courbe utilisée pour la détermination de l'énergie absorbée (b).

A travers la loi des mélanges appliquée aux masses volumiques (tableau 4.6), le pré-processing de Radioss® permet l'extraction de la masse de la structure simulée. Dans le cas présent, la masse de la structure 5x5 est de 22,38 g. L'énergie absorbée spécifique est calculée à travers la relation de l'équation (4.11). Cela représente 7,1 J/g.

$$EAS = \frac{E_{dissipée}}{masse_{structure}} \quad (4.11)$$

A titre de comparaison, la figure 4.28 présente les diagrammes d'Ashby décrivant l'énergie absorbée en fonction de la densité pour des structures métalliques (figure 4.28a) et composites (figure 4.28b), d'après Yin et al. [22]. Le composite hexagonal rentrant 3D de l'étude a une densité de 0,13 g/cm³ et se positionnerait dans la moyenne des solutions architecturées composites. Ce diagramme présente des structures sandwich et notre structure est en réalité uniquement l'âme d'un matériau et pourrait donc être renforcée de peaux pour éventuellement améliorer ses propriétés mécaniques (contrainte de plateau éventuellement plus haute donc une meilleure énergie absorbée spécifique).

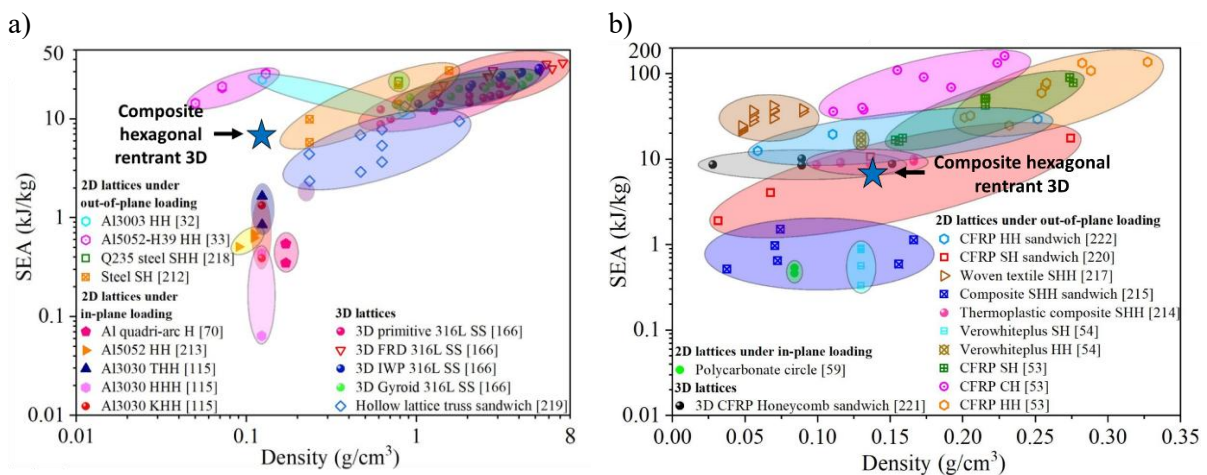


Figure 4.28 : Diagramme d'Ashby de l'énergie absorbée en fonction de la densité pour des structures métalliques (a) et composites (b). [22]

4.3.D Comportement de la cellule centrale

Pour poursuivre le développement incrémental du modèle, les rapports des déformations RDzx et RDzy pour les zones d'étude au centre et au niveau des arêtes pour la simulation de compression de rampe de déplacement répartie sur 400 ms sont représentés à la figure 4.29a.

Comme pour la simulation, sans prise en compte de la non-linéarité (rappelée figure 4.29b), un comportement de flambement au niveau des pans obliques est constaté et a une incidence sur le rapport des déformations à 6 % de déformation (soit légèrement plus tôt que dans la simulation linéaire). L'ajout de la non-linéarité dans le comportement ne semble pas avoir influé très significativement l'allure des courbes. Les niveaux de rapports des déformations restent ainsi faibles même après flambement.

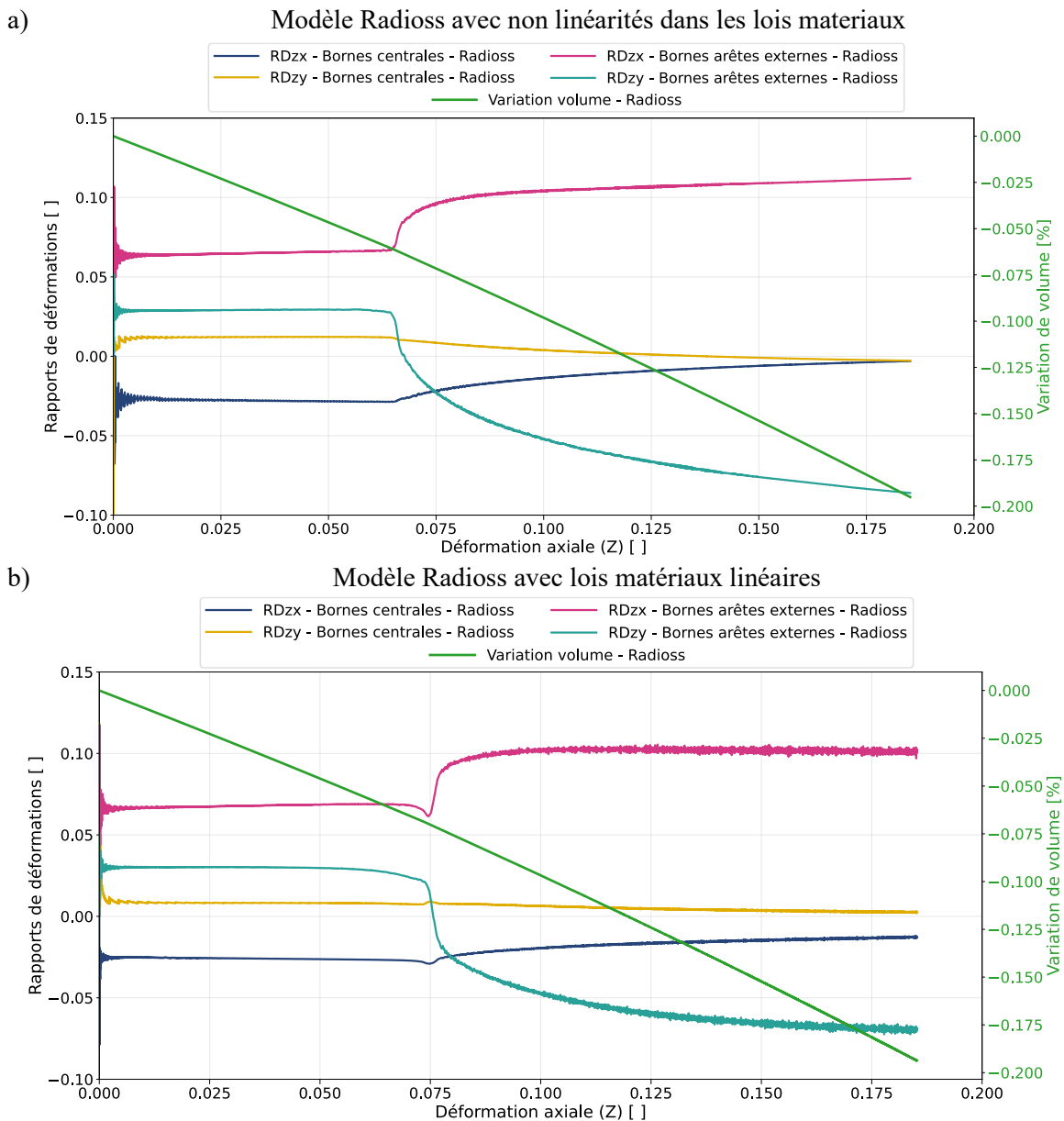


Figure 4.29 : Courbes des rapports des déformations RDzx et RDzy et de variation du volume en fonction de la déformation axiale (Z) pour la cellule centrale d'une structure 5x5 avec loi matériau orthotrope non-linéaire et différenciation des zones d'étude (a) et courbes Radioss® pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones d'étude (b).

4.3.E Application de paramètres matériaux caractérisés expérimentalement

Pour terminer cet exercice de modélisation numérique, il semble intéressant de tenter de se projeter vers une structure composée d'un composite de qualité aéronautique. Cela permet d'allier la géométrie « parfaite » du modèle numérique et une loi matériau basée sur un matériau caractérisé dans les règles de l'art, permettant ainsi de définir les performances d'une structure idéale. Pour ce faire, les données issues de la caractérisation mécanique présentées dans le rapport ONERA [96] sont entièrement reprises et appliquées à chacune des zones de la cellule élémentaire. Il est considéré que chaque zone est constituée d'un composite à base de renfort tissé équilibré de para-aramide avec une résine Epoxy/Vicotex SX1458 (avec un taux volumique de fibre de 40 % et le taux volumique de matrice de 60 %). Pour la partie linéaire, les propriétés mécaniques sont explicitées dans le tableau 4.11. Pour la partie non-linéaire, les paramètres d'activation et d'évolution sont présentés dans le tableau 4.12. Pour ce qui est de la rupture, le rapport indique une rupture en sens 1 et 2 (chaîne et trame) à 2 % de déformation. Par conséquent, dès que ce niveau de déformation est atteint en sens 1 ou 2, les éléments sont supprimés.

Tableau 4.11 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation de la partie linéaire d'après le rapport ONERA [96].

	E_{11} (MPa)	E_{22} (MPa)	ν_{12} ()	G_{12} (MPa)	G_{23} (MPa)	G_{31} (MPa)
Zone unique	25333	25333	0,07	1481	1481	1481

Tableau 4.12 : Paramètres utilisés pour l'activation et l'évolution de la non-linéarité matériau d'après le rapport ONERA [96].

σ_{1y}^c (MPa)	σ_{1y}^t (MPa)	σ_{2y}^c (MPa)	σ_{2y}^t (MPa)	σ_{12y}^c (MPa)	σ_{12y}^t (MPa)	ϵ_R (%)	α	b	W_p^{ref} (mJ/mm ³)	n	c	$\dot{\epsilon}_0$ (s ⁻¹)
83	559	83	559	46,5	43	2	1	0,31	1	1	0	1

En suivant le même protocole, que précédemment la courbe contrainte-déformation permettant le calcul de l'énergie volumique matérielle absorbée est présentée figure 4.30.

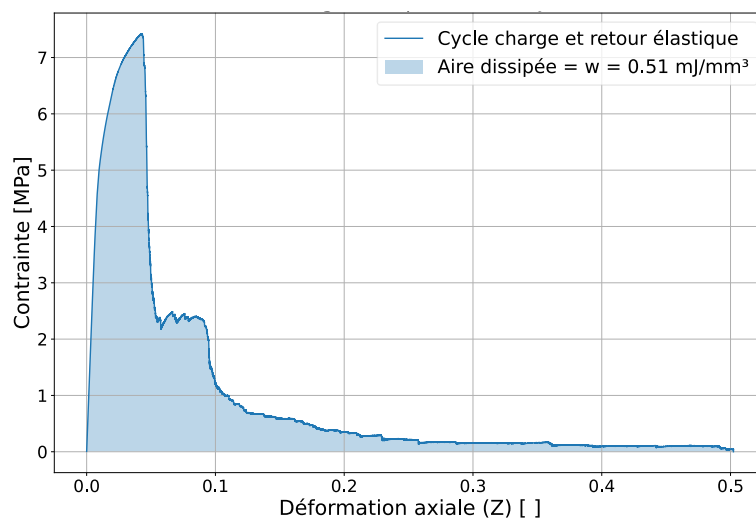


Figure 4.30 : Courbe contrainte-déformation utilisée pour la détermination de l'énergie absorbée, en considérant le composite caractérisé dans le rapport ONERA.

En compression, le module équivalent est de 604 MPa, ce qui montre l'influence des propriétés mécaniques en sens 2 pour les pans obliques (de l'ordre de 1000 MPa pour le cas précédent et de 25000 MPa avec le tissu aramide/époxy). L'énergie absorbée est ici de 86 J (soit une énergie dissipée

spécifique de 3,9 J/g). L'une des explications de la diminution de cette valeur par rapport au cas précédent (158,42 J) réside dans la longueur et la hauteur de plateau, qui est ici beaucoup moins long et haut, ce qui s'explique par des scénarios de rupture différents entre les deux simulations. Ici des ruptures apparaissent sur les pans obliques dans les deux directions, ce qui n'était pas le cas auparavant.

Cela permet d'insister sur la différence qu'il peut y avoir entre la détermination de la valeur d'un critère de rupture matériau, et sa transcription dans un code de calcul de structures, où on cherche à étudier un phénomène complexe de ruine structurale. Dans le cas présent, les modes de ruine induits par les paramètres de comportement matériau s'avèrent plus critiques que dans le cas précédent, ce qui empêche ici le maintien de la zone de plateau, qui est néanmoins toujours présente.

4.3.F Etude de la sensibilité à la vitesse de la loi matériau sur la réponse de la structure

Pour ces simulations destinées à l'étude des performances de tenue à l'impact, il est proposé d'intégrer dans le modèle de comportement une influence de la vitesse de sollicitation sur le comportement du matériau. Pour cela, les paramètres de la campagne expérimentale de l'ONERA [96] sont utilisés. Pour activer les effets de vitesse, $\dot{\epsilon}_0$ est fixé à $0,001 \text{ s}^{-1}$. Trois vitesses de sollicitation représentatives de celles pouvant être rencontrées lors de diverses situations accidentelles aéronautiques sont utilisées : 1 m.s^{-1} pour un cas d'amerrissage (figure 4.31a), 10 m.s^{-1} pour un cas d'atterrissage d'urgence train rentré (figure 4.31b) et 150 m.s^{-1} pour un cas d'impact type collision aviaire (figure 4.31c).

Au regard des trois courbes de la figure 4.31, il apparaît que la vitesse de sollicitation a un effet notable sur la réponse mécanique de la structure étudiée. Plus la vitesse augmente, plus le pic de contrainte est élevé (ce qui était attendu), mais moins le plateau est long et distinguable. La quantité d'énergie dissipée varie de façon monotone en fonction de la vitesse d'impact. Néanmoins, prédire le comportement de la structure reste complexe. Dans le cas présent, l'ajout de la rupture implique une compétition entre la non-linéarité matériau (au niveau de la loi de comportement) et la ruine de la structure (dépendant elle aussi de la vitesse de chargement). Dans un cas industriel réel, pour améliorer la confiance dans le modèle, un travail beaucoup plus conséquent serait nécessaire (comme indiqué dans la « pyramide des essais-simulations » utilisée pour la certification des structures aéronautiques). Cette méthode repose sur une augmentation croissante de la complexité des éprouvettes et des modèles associés, du coupon matière à la structure finale, en passant par tout autant d'étapes intermédiaires que nécessaire (e.g. assemblages) avec validation des modèles par l'essai, et justification des éventuelles calibrations apportées lors du passage à une échelle supérieure.

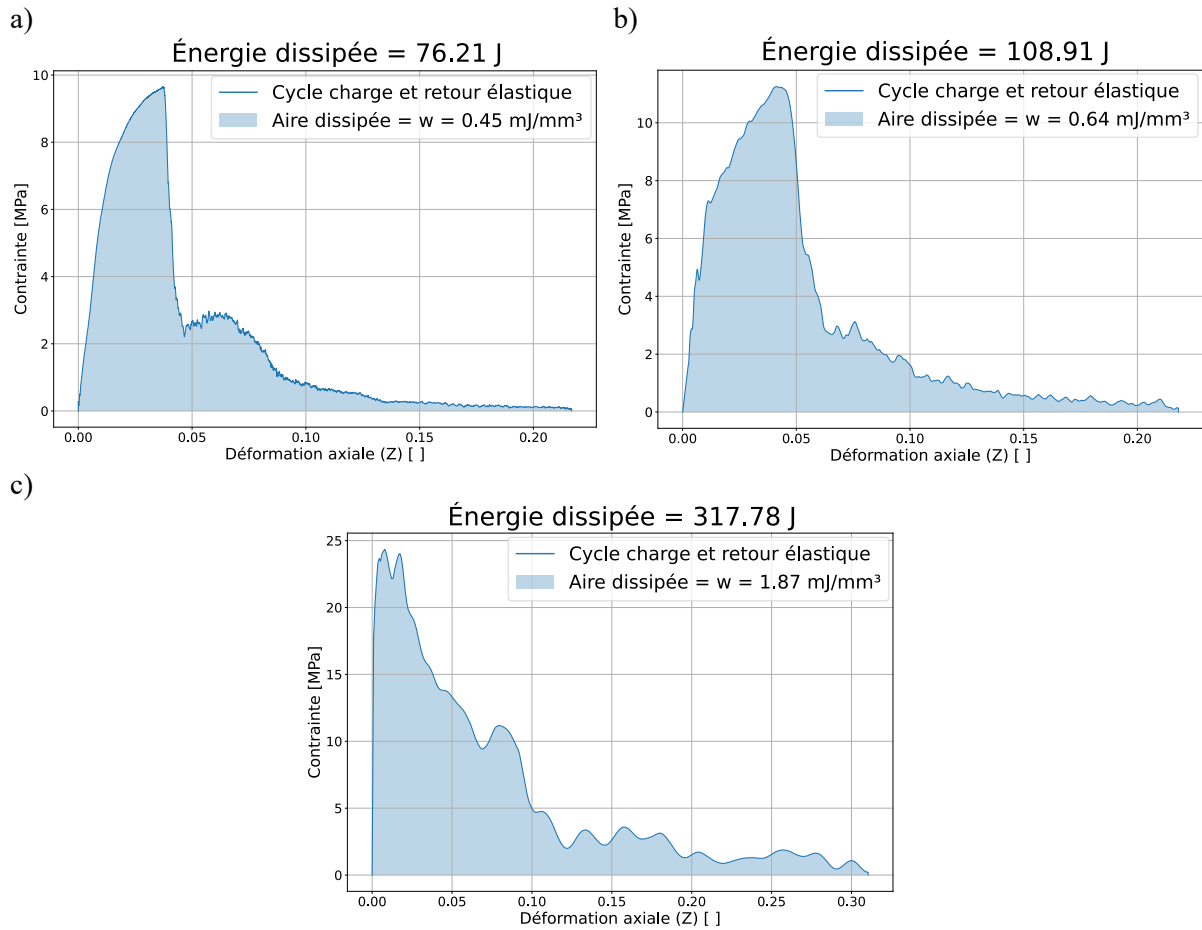


Figure 4.31 : Représentation des courbes contrainte-déformation utilisées pour la détermination de l'énergie absorbée, en considérant le composite caractérisé dans le rapport ONERA, incluant la dépendance à la vitesse pour une sollicitation de 1 m.s^{-1} (a), 10 m.s^{-1} (b) et 150 m.s^{-1} (c).

4.4 Conclusion

Ce chapitre numérique a permis de s'intéresser à l'exercice de modélisation numérique de la structure composite hexagonale rentrante 3D élaborée et testée expérimentalement à l'occasion de ces travaux de thèse. Le développement du modèle numérique s'est fait de manière incrémentale, en augmentant progressivement la complexité des lois de comportement utilisées et l'adéquation aux différentes zones de la cellule élémentaire, afin de jalonner l'exercice au mieux, et le faire reposer sur des bases plus facilement analysables et justifiables. Les premiers temps du développement se sont intéressés à un modèle utilisant une géométrie de cellule élémentaire idéalisée à partir de celle obtenue lors de l'élaboration. Pour ce premier niveau de modélisation, une loi de comportement linéaire isotrope dont les propriétés matériaux sont issues d'une simple loi des mélanges est utilisée. La géométrie est maillée par des éléments de coque quadrilatérales. Pour déterminer la taille de maille optimale au regard des coûts de calcul, une étude de convergence par rapport à la finesse de maillage a été réalisée. Ce premier modèle a permis d'étudier l'utilisation de conditions aux limites latérales type corps rigides en lieu et place des cellules adjacentes à la cellule centrale de la structure architecturée. Cela a également permis de montrer que le VER à considérer pour ce genre de structure pouvait être la cellule élémentaire seule.

Pour complexifier le modèle, la seconde étape de modélisation a visé à identifier les sous-zones de la cellule élémentaire et d'y appliquer des lois de comportement orthotropes linéaires avec des propriétés matériaux différentes. Ces propriétés sont attribuées en fonction de la direction privilégiée des fils et d'une loi des mélanges tenant compte des porosités relevées au niveau de l'architecture fibreuse (appelées macro) et au niveau du fil résiné (appelées micro). Ce modèle a permis de déterminer que les rapports des déformations en compression étaient faibles ($RD < 0,1$) mais conduisaient bien à une densification lors de la compression.

Pour permettre l'utilisation de lois de comportement orthotropes non-linéaires et simuler le comportement dynamique de la structure, le modèle initialement développé sur solveur implicite a été transféré sur un solveur explicite. La vérification du bon « portage » vers le code explicite a été entérinée (correspondance des champs de contraintes, et tracé des courbes de rapports des déformations). Le passage à la résolution explicite permet de révéler les comportements de flambement de la structure, qui n'avaient pas été capturés avec la simulation implicite. Le tracé des courbes de rapports des déformations permet de comparer les valeurs avant flambement et de s'assurer de leur cohérence avec les simulations implicites.

Le modèle explicite a ensuite été recalé par rapport à l'essai de traction quasi-statique réalisé sur une éprouvette. Cela s'est fait en deux étapes, la première en se basant sur les courbes force-déplacement expérimentales pour modifier l'ensemble des modules d'élasticité des lois de comportement ; la seconde à titre de vérification pour le comportement en sens transverse, en rajoutant les colonnes latérales non-thermoformées au modèle. Une fois recalée dans le plan, l'analyse du comportement hors-plan du modèle numérique a pu être menée. Deux groupes de comportement sont révélés: celui des pans gauches et droits et celui des pans hauts et bas montrant, respectivement, un gonflement ou un affaissement.

Les comportements hors-plan numériques et expérimentaux (essai à 100 mm/min en raison de sa meilleure qualité) ont été comparés sur la base des courbes de rapport des déformations. Dans chacun des cas, deux groupes de courbes se détachent (les pans gauches/droits et hauts/bas) et ont un comportement relativement proche. Néanmoins, en termes d'amplitude, les valeurs expérimentales sont en moyenne 5 fois supérieures à celles simulées. La comparaison de l'évolution de la hauteur des points pris sur un fil de chaîne de la structure expérimentale et numérique montre des différences marquées. Cela indique la limite de ce modèle homogénéisé à reproduire fidèlement un comportement de renfort fibreux aussi particulier.

Pour évaluer l'énergie absorbable par ce type de structure, le passage à des lois de comportement non-linéaires a été nécessaire. Le « paramétrage » de la non-linéarité à l'échelle matériau s'est fondé sur une campagne d'essai réalisée antérieurement à l'ONERA sur un matériau aramide/époxy de qualité aéronautique, afin d'utiliser des paramètres de loi de comportement ayant un sens « physique ». Les composites étudiés dans cette campagne sont certes différents de notre matériau d'étude mais cela permet de réaliser une première étude prospective. Une faible influence des non-linéarités matériaux a été constatée sur les rapports des déformations et les variations de volume de la cellule élémentaire. Cela a néanmoins permis d'étudier la capacité d'une telle structure à dissiper de l'énergie. En termes d'énergie dissipée spécifique, le composite « virtuel » simulé se place à 7,1 J/g.

A titre prospectif, le comportement de la structure a été évalué en utilisant l'intégralité des propriétés matérielles du composite aramide/époxy antérieurement étudié par l'ONERA (linéaires et non-linéaires, incluant la rupture). La courbe contrainte-déformation en compression de la structure s'apparente à celle attendue pour des matériaux absorbeurs d'énergie (pic suivi d'un plateau de contrainte). Elle présente une énergie dissipée spécifique de 3,9 J/g.

Sur les bases de cette simulation, une forte influence de la vitesse de sollicitation sur la réponse mécanique de la structure a ensuite pu être constatée. Son interprétation est assez délicate, en raison de la mise en compétition entre la dépendance du comportement non linéaire à la vitesse de sollicitation, et la dépendance des modes de rupture structuraux à cette même vitesse.

En termes de perspectives, plusieurs points peuvent être évoqués : l'une des limites de ce modèle simplifié et idéalisé (languette et géométrie globale de la cellule) réside dans la représentation du comportement fibreux (par homogénéisation des propriétés mécaniques). Une démarche analogue à celle présentée dans ce chapitre pourrait être tentée en utilisant un modèle décrivant fidèlement le renfort fibreux (avec un outil comme TexGen, par exemple). Cela impliquerait une attention toute particulière dans le maillage et la gestion des contacts entre les fils. Néanmoins, une telle étude devrait probablement être limitée à une cellule élémentaire dans un premier temps.

Si l'objectif est de conserver la démarche de pans homogénéisés par loi des mélanges, une caractérisation mécanique des matériaux constituant les pans peut être une piste intéressante. Cela nécessiterait une amélioration des capacités de fabrication d'un composite de meilleure qualité pour que la caractérisation mécanique ait un sens. Cette dernière devrait se faire en quasi-statique et à plus haute vitesse pour obtenir les données nécessaires à la modélisation (notamment en cisaillement et en dynamique, régimes pour lesquels les sources de documentation pour des composites para-aramide et thermoplastique sont peu nombreuses).

Enfin, l'étude réalisée jusqu'à présent se limite à l'âme d'un éventuel panneau sandwich. Une étude numérique pourrait être envisagée pour estimer l'impact de l'ajout de peaux composites sur la réponse de la structure hexagonale rentrante 3D. La plus grande rigidité de ces peaux pourrait influencer sur la réponse en limitant la mobilité des arêtes extérieures des cellules élémentaires. Alors, la détermination de la performance à l'absorption d'énergie d'un empilement de ces structures au sein de panneaux sandwich pourrait être envisagée.

Conclusions et perspectives

Conclusions

L'objectif de cette étude très exploratoire était de mener des recherches expérimentales et de simulations numériques sur les composites (renforcés de fibres) auxétiques afin d'améliorer la compréhension des phénomènes mis en jeu lors d'un impact et de statuer sur l'éventuel intérêt de l'utilisation de ces matériaux pour des applications de protection. Cet objectif général a nécessité la levée de plusieurs verrous scientifiques et technologiques comme :

- le développement d'un renfort fibreux permettant l'obtention de la géométrie auxétique à travers l'entrecroisement des fils et la consolidation en composite,
- l'étude du composite obtenu grâce à une méthode de caractérisation mécanique adaptée à ce matériau particulier,
- l'établissement d'un modèle numérique sur la base d'une modélisation par éléments finis pour décrire au mieux le comportement du matériau au regard des observations expérimentales,
- l'exploitation de ce modèle afin d'évaluer l'intérêt de l'utilisation de matériaux composites pour la composition de la structure auxétique.

La première partie des travaux a permis de mettre en évidence la faisabilité de l'élaboration d'un composite à géométrie auxétique (hexagonale rentrante 3D) à partir du seul entrecroisement des fils du renfort tissé. La forme de sablier est obtenue à travers l'assemblage de deux armures gaufrées, connues dans l'industrie textile pour leur topologie hors-plan fortement marquée, en forme de pyramide tronquée. Ces armures sont ici tissées symétriquement, en incluant des points de liage entre les deux couches permettant de les solidariser sans affecter la géométrie de sablier. L'utilisation de fils guipés para-aramide/polypropylène permet d'apporter une fibre technique mécaniquement intéressante tout en ajoutant une résine thermoplastique dès l'étape du fil. Cela permet également de résoudre la contrainte de l'insertion de la matrice dans le composite final, opération délicate en raison du côté alvéolaire du composite. Le renfort obtenu est donc un tissu préformé « préimprégné » thermoplastique. Par l'intermédiaire de la thermocompression, la consolidation du composite et « l'ajout » de la zone de vide centrale du sablier est obtenue, nous rapprochant des géométries existantes dans la littérature et permettant un meilleur repliement de la structure.

La seconde partie a concerné l'étude expérimentale du comportement du composite sous sollicitation mécanique. Dans un premier temps il est question de mettre au point la stratégie d'étude de la structure composite réalisée (moyens de sollicitation et d'instrumentation de l'essai). Pour exploiter une grande zone d'analyse, il est choisi de solliciter des éprouvettes de 6x6 cellules en traction, en utilisant la méthode de stéréo-corrélation d'images numériques pour mesurer les champs de déplacement et de déformation en 3D dans une zone centrale d'intérêt de l'éprouvette de 4x4 cellules. Cette méthode permet une exploitation très riche de l'essai à travers : (1) l'évaluation du gauchissement de la structure lors de la sollicitation (afin d'avoir un ordre d'idée de la qualité de déroulement de l'essai), (2) la mesure du comportement dans le plan (évaluation des rapports des déformations pour étudier le comportement unitaire ou d'ensemble des cellules : cellule seule, 2x2 et 4x4 cellules), et (3) l'étude du comportement hors-plan (variation des hauteurs des cellules élémentaires). Pour ce qui est du protocole expérimental, un pré-cyclage de l'éprouvette à basse charge est réalisé afin de régulariser les déformations locales et ainsi limiter le risque que le scénario de rupture ne soit piloté par une singularité de fabrication. L'étude du comportement sur ces essais de traction permet de conclure à l'absence d'effet auxétique franc, à l'échelle des cellules. Plusieurs types d'analyses sont réalisés (hauteur, angles d'ouverture des cellules rentrantes) pour étayer ce résultat. Par ailleurs, aucun effet de vitesse de sollicitation n'est établi à ce

stade : les deux vitesses retenues (bien que dans un facteur 20) restent dans un intervalle relativement bas, et n'activent des vitesses de déformation plus importantes (par effet géométrique) que très localement. Le principal apport de cette partie des travaux concerne donc la définition et la mise en œuvre du protocole expérimental reposant sur la stéréo-corrélation d'images, et le développement des outils d'exploitation des données extraites de ces essais.

La troisième partie des travaux s'est concentrée sur la modélisation par éléments finis des éprouvettes composites et l'étude numérique de leur réponse mécanique. Les éprouvettes sont modélisées (de manière simplifiée) par des éléments de coque mince, à partir des observations géométriques réalisées (dimensions, angles des pans, etc.). La complexification du modèle numérique est ensuite menée de façon progressive, en utilisant dans un premier temps des lois de comportement linéaires isotropes, pour aboutir finalement à un modèle reposant sur des lois de comportement orthotropes non-linéaires avec prise en compte de la rupture (différenciées selon les zones des cellules élémentaires). Les propriétés matériau (modules de rigidité) sont recalées par rapport à la courbe effort-déplacement obtenue lors d'un premier essai de traction quasi-statique. Des similarités de réponse ont pu être observées entre les résultats expérimentaux et numériques, en termes de rapports des déformations (différences de comportement entre les pans gauches/droits et hauts/bas). Des différences notables sont néanmoins également observables, par exemple relativement à la variation de hauteur des fils de chaîne supérieurs (les plus tendus lors de l'essai) en différents points. Le modèle homogénéisé ne permet donc pas de simuler finement le comportement hors-plan du renfort fibreux. Enfin, pour terminer l'exercice de modélisation, une étude en compression selon l'épaisseur des éprouvettes numériques est réalisée. Les rapports des déformations obtenus sont positifs, mais faibles ($< 0,1$), et la structure présente bien un comportement de densification sous charge. La prise en compte des comportements anélastiques au niveau des modèles matériaux (alimentés par des données issues d'essais réalisés antérieurement par l'ONERA sur un composite para-aramide/époxy) permet d'évaluer l'énergie qui pourrait être absorbée par une telle structure dans un cas de compression hors-plan. L'énergie absorbée spécifique calculée pour cette architecture tissée rentrante et ce matériau école, est de l'ordre de 7 J/g, ce qui la placerait dans la moyenne des structures sandwichs composites plus traditionnelles. Une dernière extrapolation est effectuée, en réalisant des simulations pour 3 ordres de grandeur de vitesse de sollicitation en compression (1, 10 et 150 m/s), en activant les paramètres pilotant la sensibilité à la vitesse de déformation dans le modèle du matériau école : une réelle dépendance de la réponse du matériau architecturé à la vitesse de sollicitation est observée, bien que ce résultat soit clairement conditionné par la compétition existant entre les effets de vitesse matériaux (loi de comportement et de rupture) et structuraux (phénomènes inertiels, propagation d'ondes complexes, etc.).

Perspectives

Ces travaux exploratoires permettent d'envisager un certain nombre de perspectives quant au développement de telles structures hexagonales rentrantes 3D composites, et la vérification de leur intérêt.

Du point de vue de l'élaboration, la première priorité serait d'améliorer la qualité des éprouvettes. Cela pourrait d'abord passer par l'utilisation de fils guipés, pour les fils de chaîne et de trame, en adaptant la géométrie du moule à l'étoffe, et non l'inverse comme cela a été nécessaire dans ces travaux de thèse. Au niveau du renfort, une augmentation du nombre de fils, de moindre épaisseur, serait souhaitable afin que les différents pans des cellules élémentaires puissent être moins hétérogènes. De plus, au niveau de l'élaboration, une réelle avancée consisterait à réussir à tisser ces pans obliques (unidirectionnels dans les présents travaux) afin d'augmenter leur rigidité en leur conférant une seconde direction « forte ». Cela permettrait également de limiter les ondulations sur les longs « flottés » de la structure tout en se rapprochant des standards de qualité de fabrication aéronautique. Ce travail serait à réaliser, dans un

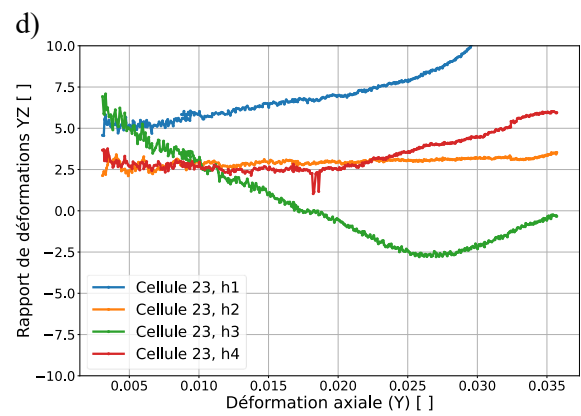
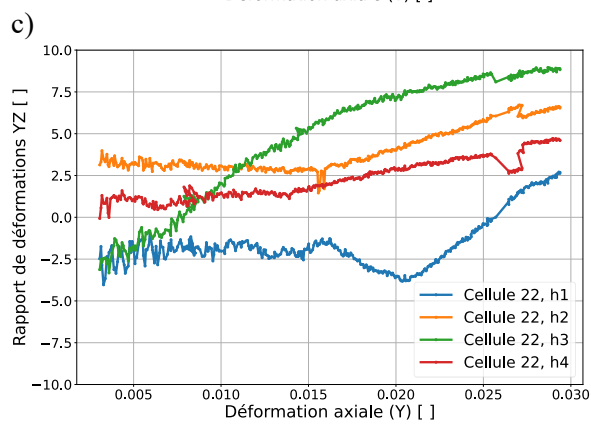
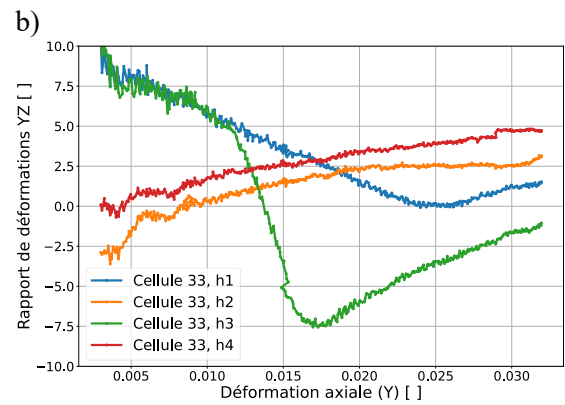
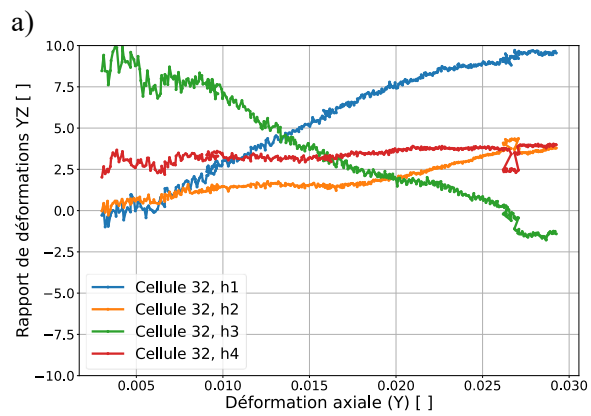
premier temps, à l'échelle d'une cellule élémentaire seule, ce qui permettrait de surcroît de s'affranchir temporairement de certaines difficultés de thermoformage du matériau, en particulier au regard de l'accès à certaines zones des cellules 3D pour le placement de contre-moules.

Ce travail, réalisé à une autre échelle, permettrait également de s'intéresser de façon plus rigoureuse aux problèmes de disparité de tension des fils constatés lors des présents travaux (accès aux fils facilité). Par ailleurs, la fabrication d'une cellule unitaire correctement thermocompressée pourrait plus facilement justifier de se lancer dans une campagne complexe d'essais en compression dynamique (nécessitant la définition d'un protocole expérimental spécifique, si l'on désire couvrir une large gamme de vitesses). En effet, une fabrication d'éprouvettes de qualité aéronautique, plus répétable, permettrait d'en faciliter l'analyse (contours nets, surfaces moins hétérogènes, etc.) en extrayant des données moins bruitées et dispersées, que ce soit en des points remarquables de la géométrie, ou sur les surfaces des différents pans structuraux.

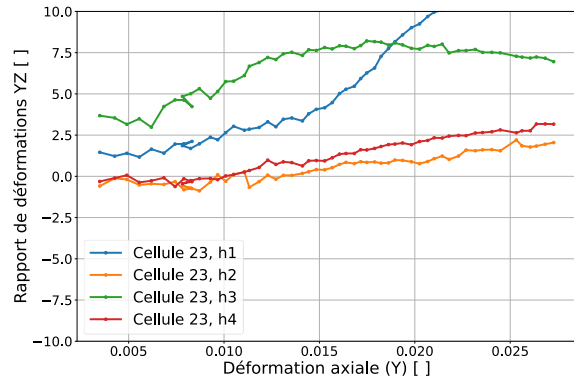
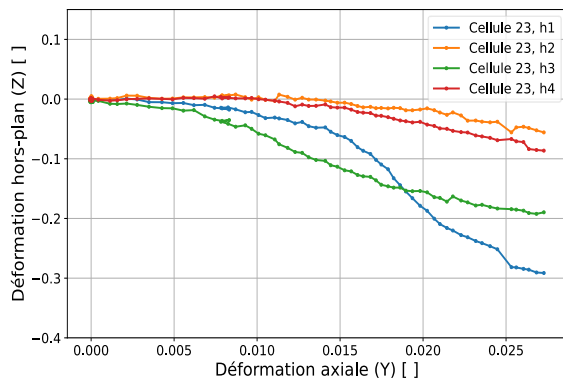
Ces essais de compression pourraient ensuite être comparés à des simulations plus fines et plus représentatives que celles menées à ce stade de la recherche (les matériaux constitutifs des différents pans de l'éprouvette pouvant même faire l'objet d'une caractérisation expérimentale, ce qui n'a pas pu être réalisé dans les présents travaux). Cela permettrait de tester les limites d'un modèle de type semi-empirique pour l'étude du comportement en compression de ce type de matériau composite cellulaire à géométrie rentrante 3D. Si la modélisation macroscopique venait à ne pas se révéler satisfaisante, l'exercice pourrait être approfondi, à travers une descente aux échelles « mésoscopique » voire « microscopique » (modèle de comportement ONERA). La simulation numérique deviendrait alors probablement très lourde en termes de coûts de calcul (maillage fin, gestion des interfaces entre les constituants, etc.), même en se limitant à une unique cellule élémentaire.

Une partie de ces propositions, notamment concernant la partie élaboration d'une cellule élémentaire, a débuté lors d'un projet de fin d'études qui doit se poursuivre par une nouvelle thèse sur ce sujet qui permettra de questionner tout ou partie des perspectives exposées ci-dessus.

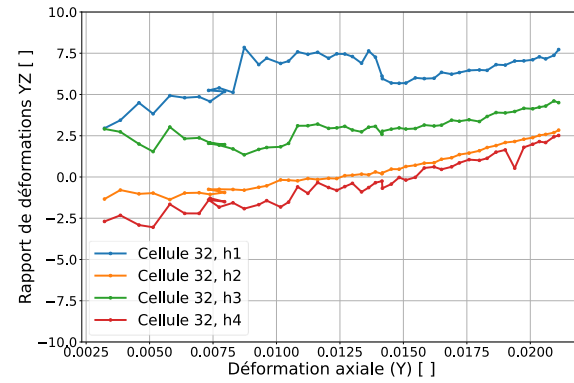
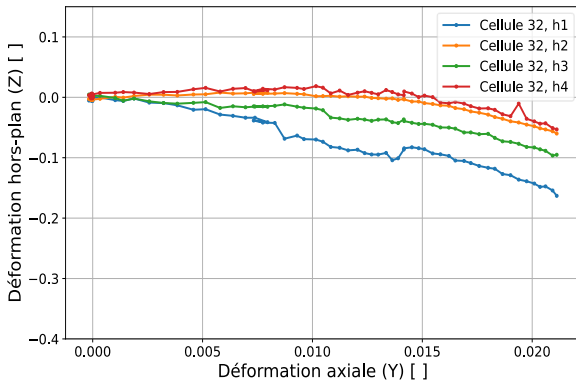
Annexe 3.2 : Rapports des déformations des cellules 23/32/33 pour un essai à 5 mm/min



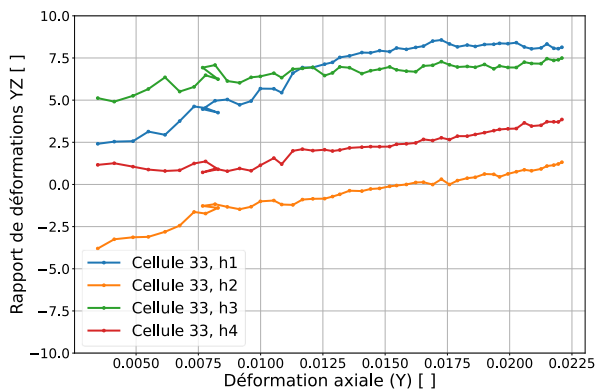
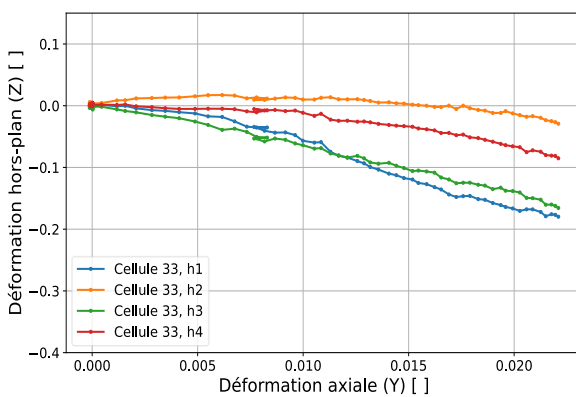
Annexe 3.3 : Comportement hors-plan des cellules 23/32/33 pour l'essai à 100 mm/min



Annexe 3.3.1 : Comportement hors-plan de la cellule 23 pour l'essai à 100mm/min.



Annexe 3.3.2 : Comportement hors-plan de la cellule 32 pour l'essai à 100mm/min.



Annexe 3.3.3 : Comportement hors-plan de la cellule 33 pour l'essai à 100mm/min.

Annexe 3.4 : Détermination de l'embuvage des fils de chaîne sur échantillon sec

Etape 1 :

- Tissage d'un multicellulaire de 6 x 6 cellules.
- Mesure des longueurs apparentes en sens chaîne et trame.



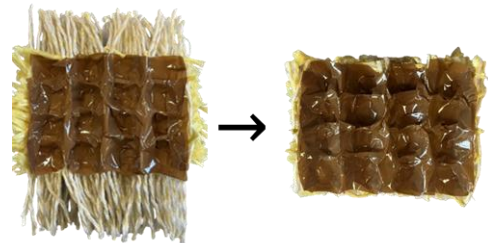
Etape 2 :

- Etude d'un multicellulaire de 4 x 4 cellules
- Mise en place de scotch au sein de chaque cellule puis entre elles afin de fixer les fils (chaîne et trame) et éviter leurs déplacements lors du défilage.



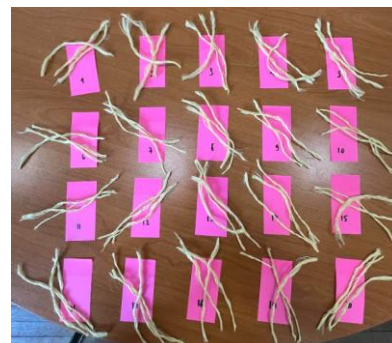
Etape 3 :

- Défilage des cellules extrêmes pour passer sur un multicellulaire de 4 x 4 cellules.
- Coupe « droite » des fils de chaîne et trame.

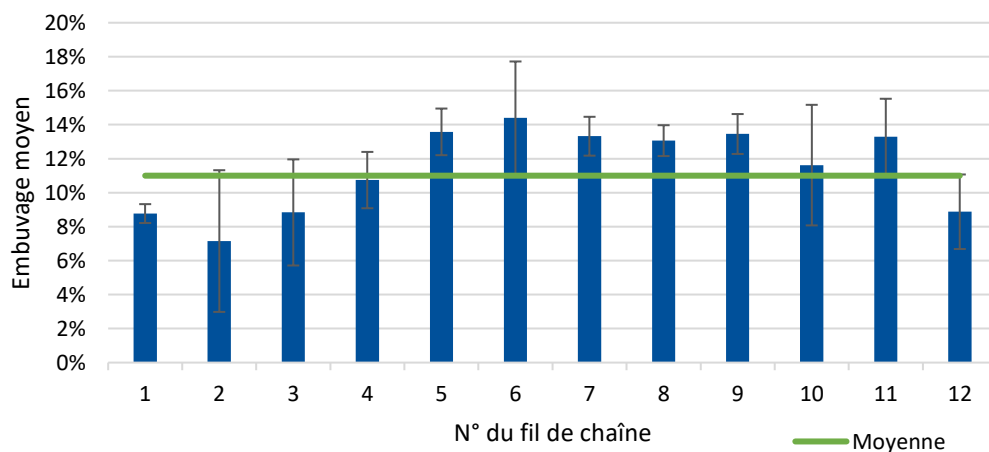


Etape 4 :

- Défilage d'une cellule en sens chaîne puis une en sens trame :
 - 1 fil de chaîne = 4 cellules de haut
 - 1 fil de trame = 4 cellules de large
- Répétition du processus 3 fois au total.
- Impossibilité de déterminer l'ordre des derniers fils de trame (uniquement 3 mesures par n° de fil)



Embuvage (%) des fils de la couche inférieure



Annexe 4.1 : Démarche de vérification du modèle Optistruct avec un modèle Abaqus

Le modèle sur Abaqus reprend la même démarche et formulation qu'explicité dans cette section. Le tableau 4.13 reprend les principales équivalences en termes de fonctions utilisées dans l'élaboration du modèle entre Optistruct® et Abaqus. Dans les deux cas, la géométrie du modèle est identique et les éléments (en coque mince) ont une épaisseur d'un millimètre. Pour la taille de maille, le maillage est plus fin sur le modèle Abaqus avec 11 éléments à l'intersection des pans obliques (0,95 mm). Cette différence ne semble pas problématique car le modèle est déjà convergé pour 4 éléments à l'intersection (2,6mm). De plus, pour rester cohérent avec la taille de maille, le maillage du modèle Optistruct® avec 8 éléments (1,3 mm) à l'interface entre les pans obliques est choisi pour la comparaison. Ce choix est sans incidence, les coûts de calculs sont pour l'instant très limités (de l'ordre de 2 secondes CPU).

Tableau 4.13 : équivalences dans les fonctions utilisées pour bâtir le modèle entre Optistruct® et Abaqus implicite.

	Optistruct®	Abaqus implicite
Type d'éléments	Eléments coque bilinéaire (Shell en formulation CQUAD4) en intégration complète	Eléments coque bilinéaire (S4) intégration complète
Nombre de points d'intégration dans l'épaisseur	Résolution analytique	3 points d'intégration dans l'épaisseur
Type de loi de comportement	Loi linéaire orthotrope (MAT8)	Loi linéaire élastique avec orthotropie gérée comme un stratifié avec un seul pli

En termes de conditions aux limites, la transposition exacte des corps rigides d'Optistruct® à Abaqus n'étant pas parfaitement transparente et immédiate, le choix a été fait d'utiliser le cas de 3x3 cellules en étudiant le comportement de la cellule centrale (équivalent d'après l'étude de la section précédente). La sollicitation est dans les deux cas une compression pure pilotée par un déplacement imposé symétriquement aux nœuds des faces inférieure et supérieure du modèle suivant l'axe Z et en laissant les déplacements libres suivant X et Y.

L'un des éléments de comparaison entre les deux simulations s'appuie sur la répartition et l'intensité des champs de contraintes et les rapports des déformations (calculés suivant les mêmes bornes et protocoles). La figure 4.32 présente les champs de contraintes suivant X et Y pour les deux logiciels de simulation, pour une sollicitation de compression suivant Z de 25%. Que ce soit dans un sens ou dans l'autre, les répartitions des contraintes sont équivalentes pour les deux cas, hormis pour les bords libres où certaines différences apparaissent (comparaisons entre les figures 4.32a et 4.32b, 4.32c et 4.32d). Pour ce qui est de la comparaison des valeurs minimales et maximales, ces dernières sont dans le tableau 4.14. Les écarts sont relativement contenus et de l'ordre de 5%.

Tableau 4.14 : comparaison des valeurs de contraintes minimales et maximales suivant X et Y entre les deux codes de calcul.

Cas considéré	Abaqus	Optistruct®	Variation
σ_{xx} maximal	790,7 MPa	762,9 MPa	4%
σ_{xx} minimal	-424,4 MPa	-407,3 MPa	4%
σ_{yy} maximal	815,5 MPa	757,5 MPa	8%
σ_{yy} minimal	-343,6 MPa	-328,3 MPa	4%

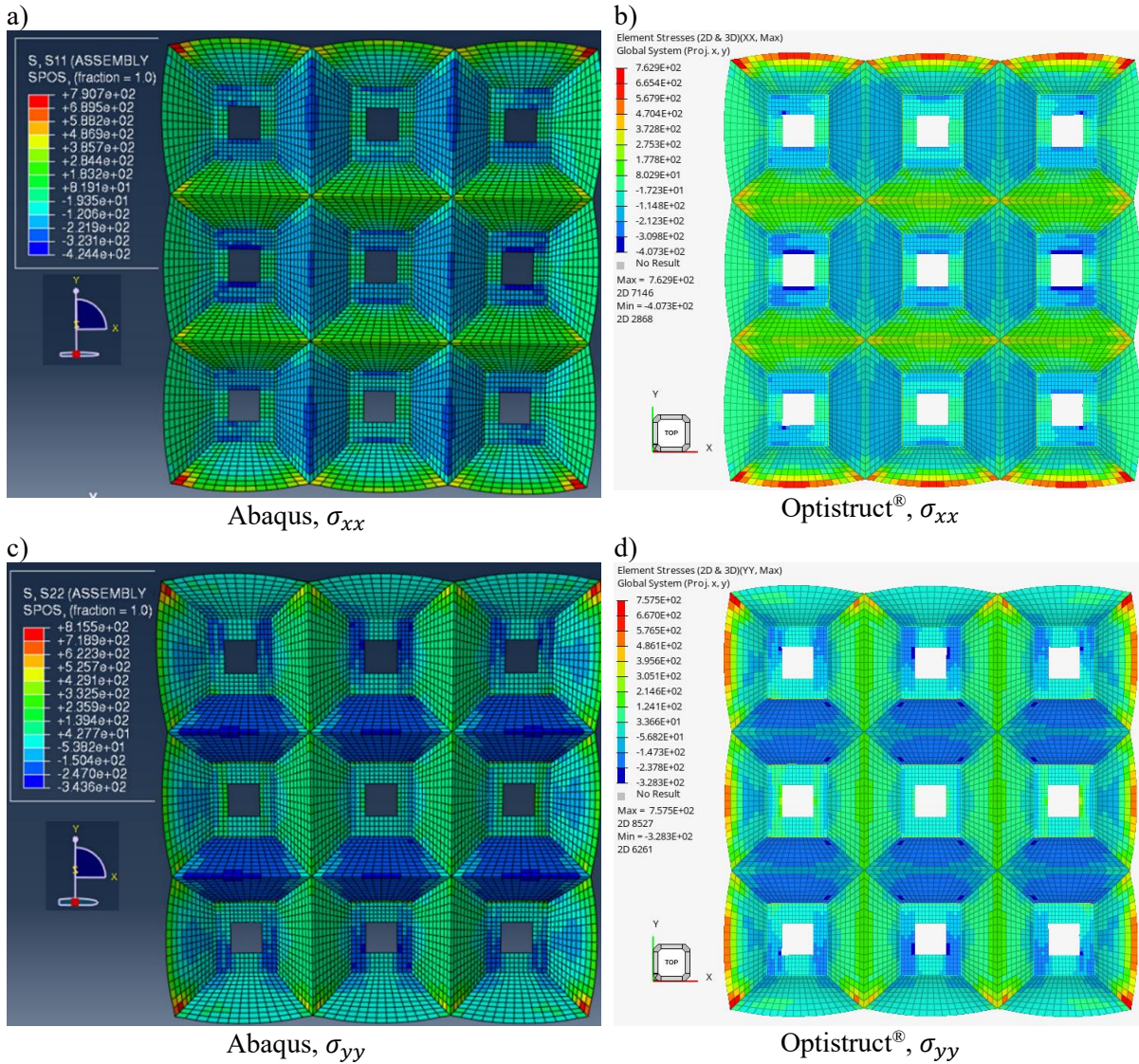
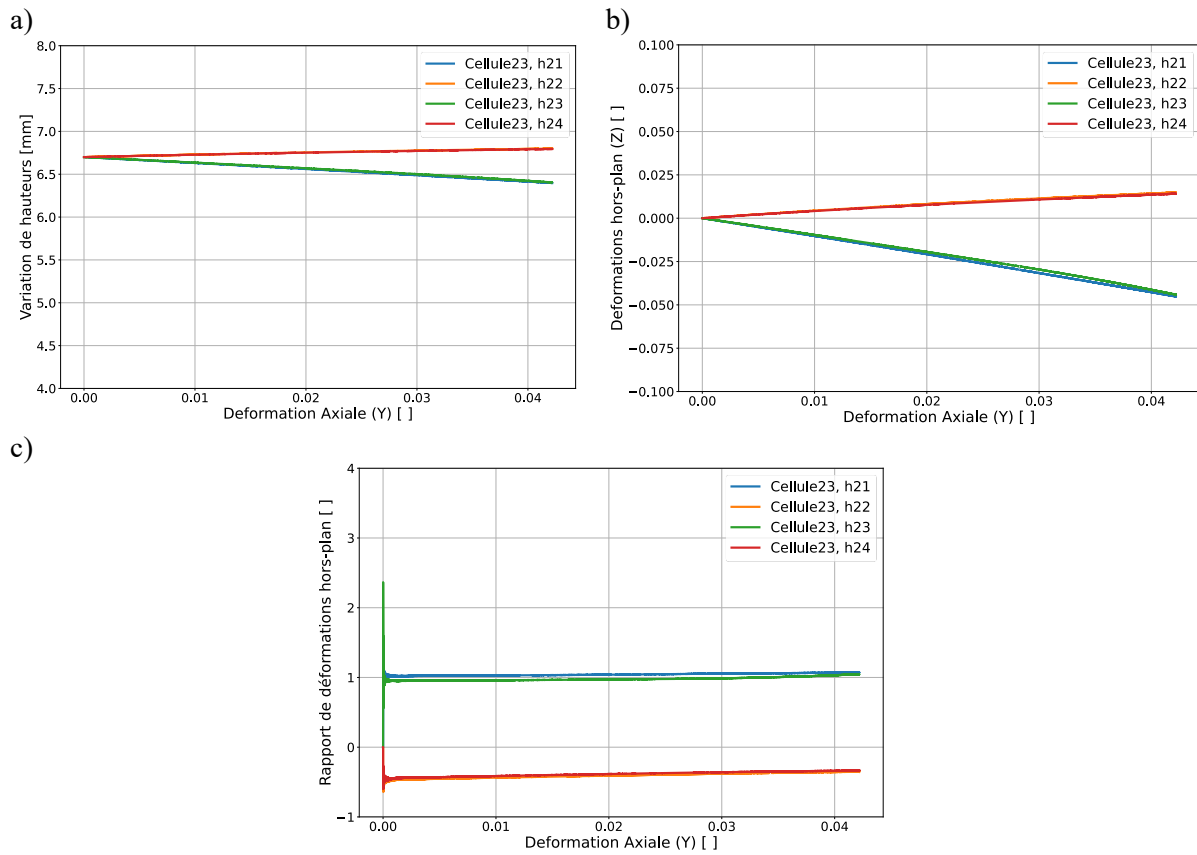
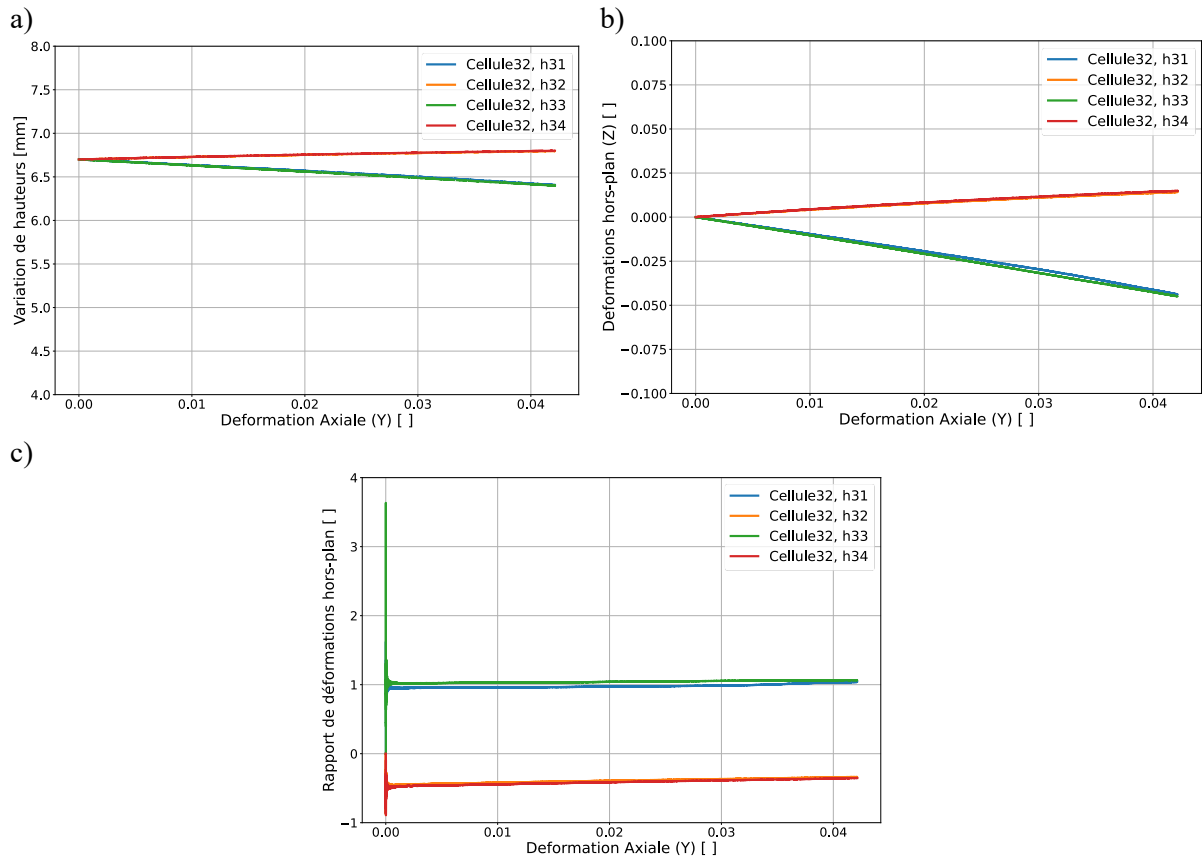


Figure 4.32 : Comparaison pour une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones de cellules élémentaires, pour un cas de déformation suivant Z de 25%, des champs de contraintes σ_{xx} entre les modèles Abaqus (a) et Optistruct[®] (b) et comparaison des champs de contraintes σ_{yy} entre les modèles Abaqus (c) et Optistruct[®] (d).

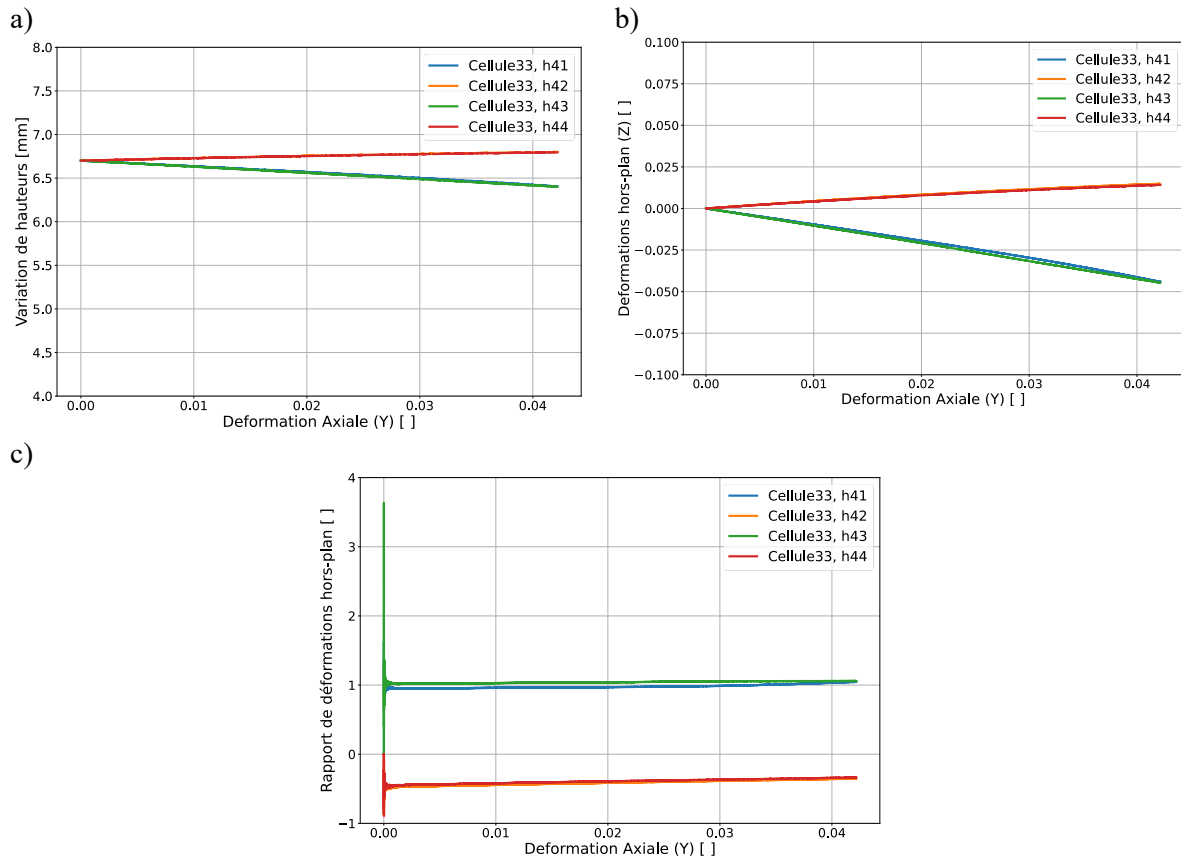
Annexe 4.2 : courbes de comportement des cellules centrales pour la simulation en traction



Annexe 4.2.1 : comportement hors-plan (Z) pour la cellule 23 simulée en traction : variations de hauteurs (a), déformations hors-plan (b) et rapports des déformations (c).

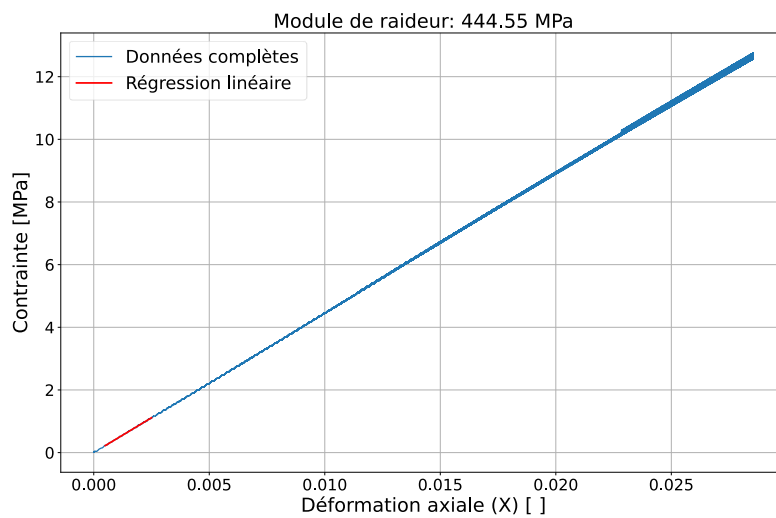


Annexe 4.2.2 : comportement hors-plan (Z) pour la cellule 32 simulée en traction : variations de hauteurs (a), déformations hors-plan (b) et rapports des déformations (c).

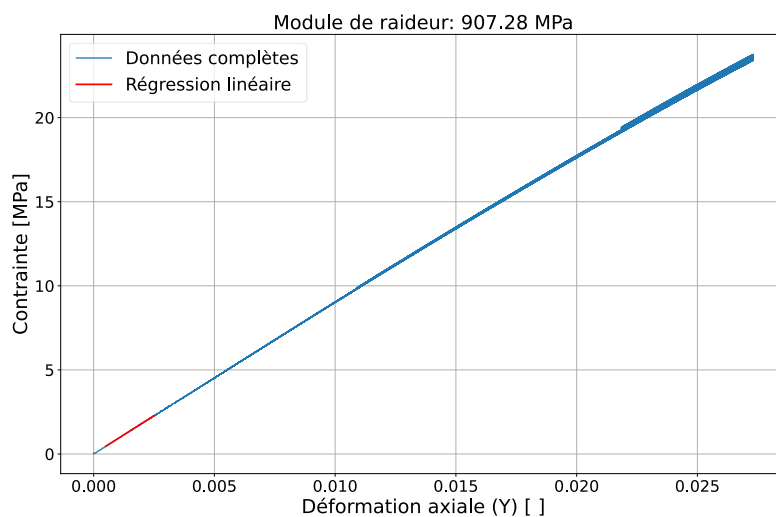


Annexe 4.2.3 : comportement hors-plan (Z) pour la cellule 33 simulée en traction : variations de hauteurs (a), déformations hors-plan (b) et rapports des déformations (c).

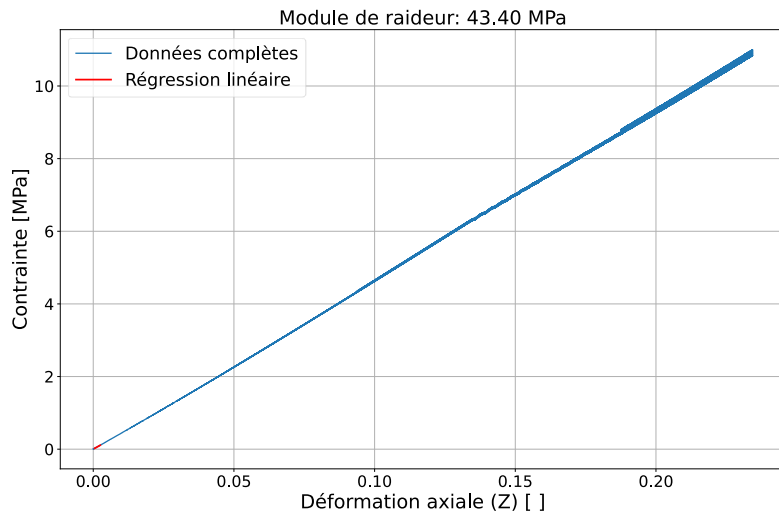
Annexe 4.3 : Courbes contrainte-déformation de la simulation 5x5 pour extraire les modules équivalents.



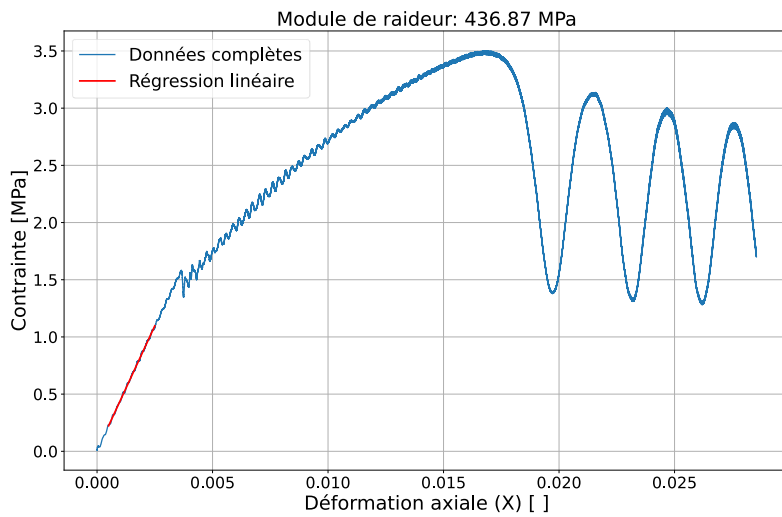
Annexe 4.3.1 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de traction de la structure suivant X (sens trame).



Annexe 4.3.2 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de traction de la structure suivant Y (sens chaîne).



Annexe 4.3.3 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de traction de la structure suivant Z (hors-plan).



Annexe 4.3.4 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de compression de la structure suivant X (sens trame).

Liste des Tableaux

Tableau 0.1: Caractéristiques des impacteurs.	13
Tableau 1.1 : Caractéristiques mécaniques des principales fibres hautes performances. [39]	34
Tableau 1.2: Propriétés mécaniques de deux types de résines aéronautiques.	35
Tableau 2.1 : Paramètres de température de la presse chauffante pour la formation des éprouvettes de pull-out.	58
Tableau 2.2 : Options de piquage pour un raccord en largeur d'armure de 24.	67
Tableau 2.3 : Grandeurs extraites des mesures de profilométrie sur les 4 cellules centrales des 3 échantillons thermoformés.	78
Tableau 2.4 : Ordre de grandeur de la taille des cellules considérées dans le chapitre bibliographique.	78
Tableau 2.5 : Tableau récapitulatif des taux volumiques pour la loi des mélanges.	81
Tableau 3.1 : Comparaison des pentes relevées aux essais de 5 mm/min et 100 mm/min.....	106
Tableau 3.2 : Moyenne en fonction du nombre des points de liage des embuvages sur les couches supérieure et inférieure.	111
Tableau 4.1 : Propriétés matériaux utilisées pour la loi de comportement linéaire élastique isotrope.	119
Tableau 4.2 : Dimensions des éléments de la cellule élémentaire pour les différents maillages.	121
Tableau 4.3 : Variation des distances relevées dans les simulations pour le cas d'une cellule unitaire seule avec corps rigides et la cellule centrale d'une structure 3x3.	122
Tableau 4.4 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des différentes zones de la cellule élémentaire.	125
Tableau 4.5 : Equivalences dans les fonctions utilisées pour passer du modèle Optistruct® à Radioss®.	127
Tableau 4.6 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des différentes zones de la cellule élémentaire, calibrées selon l'essai de traction à 5 mm/min.	131
Tableau 4.7 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation des colonnes latérales.	132
Tableau 4.8 : Coût de calculs pour les simulations de traction.	138
Tableau 4.9 : Paramètres utilisés pour l'activation et la gestion de la non-linéarité matériau.	141
Tableau 4.10 : Récapitulatif des modules équivalents simulés.	142
Tableau 4.11 : Propriétés mécaniques utilisées pour la modélisation de la partie linéaire d'après le rapport ONERA [96].	146
Tableau 4.12 : Paramètres utilisés pour l'activation et l'évolution de la non-linéarité matériau d'après le rapport ONERA [1].	146

Liste des figures

<i>Figure 0.1 : Photos d'impacts aéronautiques, fragment de pneu ayant impacté l'intrados du Concorde F-BTSC (a), deux impacts d'oiseaux sur le côté gauche de l'avion (b), photo de l'avion après le passage dans une cellule orageuse avec grêle (c) et photo de l'avion après rupture et éjection d'une aube moteur (d) [4] [5] [6] [7].</i>	12
Figure 1.1 : Courbes idéalisées contraintes-déformations pour deux types de structures alvéolaires, comportement élasto-plastique (a) et élastique-fragile (b). [10]	19
<i>Figure 1.2: Représentation de structures sandwichs avec différents types d'âmes (a) et d'une structure en nid d'abeille (b). [16] [10]</i>	21
<i>Figure 1.3: Tomographie post-impact sur panneau sandwich composite, ondulé impacté à 115 m/s (a) et tubulaire impacté à 245 m/s (b). [21]</i>	23
<i>Figure 1.4 : Schéma du comportement en compression d'un matériau non auxétique par rapport à un matériau auxétique.</i>	24
Figure 1.5 : Représentation de structures auxétiques et de leurs déformés en compression, hexagonale rentrante (a), tetrachirale (b). [25]	25
Figure 1.6 : Coefficient de Poisson des échantillons hexagonaux rentrants : points de référence pour les bornes de mesure des déformations (a), coefficient de Poisson et courbe moyenne pour les parois épaisses (b), et pour les parois fines (c). [26]	25
Figure 1.7 : Modes de déformation de structures hexagonales rentrantes à parois épaisses en V (a), en Y (b), en X (c) et pour des parois minces en bi-V (d) et en Z (e). [26]	26
Figure 1.8 : Courbes moyennes de la contrainte de compression et du coefficient de Poisson pour des structures hexagonales rentrantes à parois épaisses (a) et minces (b). [26]	26
Figure 1.9 : Représentation d'une structure auxétique hexagonale rentrante à déformation stable (a), structure déformée avec parois fines à gauche et épaisses à droite (b). [27]	27
Figure 1.10 : Influence des bornes de mesure sur le coefficient de Poisson pour une même zone d'étude (a) et son impact sur les 32 zones d'étude (b). [31]	28
Figure 1.11 : Comparaison des modes de déformations et courbes contraintes déformations pour une structure sandwich d'une cellule hexagonale rentrante (a) et une structure 3x3 (b). [9]	29
Figure 1.12 : Modèle de conception de quatre cellules auxétiques : cellule rentrante dominée par la flexion (Cell0) (a), cellule rentrante dominée par la torsion avec un élément transversal (CellX) (b), cellule rentrante dominée par le flambement avec des poutres verticales (CellB) (c) et cellule rentrante dominée par la flexion avec des panneaux (CellW) (d). Modèle 2D (e) et modèle 3D de Cell0 (f). [35]	31
Figure 1.13 : Mécanisme de réponse dynamique des panneaux sandwichs à âme hexagonale rentrante pour différentes vitesses de sollicitation uniforme et cas d'impact. [9]	32
Figure 1.14 : Evolution de la déformation dynamique de la poutre sandwich plane (a) et forme d'arche (b) [36] [37].	33
Figure 1.15 : Représentation simplifiée d'un pli d'unidirectionnel (a) et d'un stratifié de cinq couches d'unidirectionnel orientées à 0°/90° (b).	37
Figure 1.16 : Principaux modes d'endommagement dans les composites fibreux unidirectionnels [49].	38
Figure 1.17 : Représentation d'un tissu type toile (a) et de son armure (b).	38
Figure 1.18 : Représentation schématique d'un métier à cadre (a) et étape de tassage (b). [52]	39
Figure 1.19 : Courbes contrainte-déformation jusqu'à la rupture composites carbone/époxy unidirectionnels et à armure satinée en traction et de compression dans le plan (a) et en cisaillement plan (b). [55]	40

Figure 1.20 : Courbes expérimentales de contrainte-déformation pour un stratifié de carbone (± 45) _{2s} avec résine thermodurcissable (914) et thermoplastique (PEEK) (a), comparaison des radiographies X obtenues très près de la rupture et après la rupture (b). [57]	41
Figure 1.21 : Représentation schématique d'un tissé 3D (a) et explicitation de sa résistance en rupture en mode 1 (b). [43], [59]	41
Figure 1.22 : Comparaison de la réponse à un impact unique à faible vitesse (courbes force-déplacement) de composites 3D thermoplastique et thermodurcissable à différentes énergies d'impact, (a) 25 J, (b) 50 J, (c) 75 J et (d) 100 J. Les couleurs rouge et noire représentent les courbes force-déplacement des composites 3D thermoplastique et thermodurcissable, respectivement. F_{max} , F_{ini} et D_t représentent respectivement la force maximale, la force d'initiation de la rupture et le point de transition de l'endommagement. [61]	43
Figure 1.23 : Présentation de la philosophie générale de l'approche hybride multi-échelle de l'endommagement et de la rupture du modèle ONERA. [63].....	45
Figure 1.24 : Résistance en tractions de différentes fibres techniques en fonction de la vitesse de sollicitation (a), courbes contrainte-déformation à différentes vitesses de déformation pour une résine époxy (b) et polypropylène (c). [67] [68] [69]	46
Figure 1.25 : Courbes contrainte-déformation pour des essais dynamiques sur un composite stratifié tissé 2D à différentes vitesses de sollicitation (a) et résultats expérimentaux pour un composite carbone/époxy à trois vitesses de déformation (b). [71] [72]	47
Figure 2.1 : Tricot auxétique « Miura-ori » formé par l'agencement de boucles de jersey avant et arrière dans des formes rectangulaires, Modèle de tricot (a), tricot à l'état libre (b), tricot à l'état étiré (c), coefficient de Poisson en fonction de la déformation (d). [78].....	52
Figure 2.2 : Principe d'obtention d'un tissu à géométrie hexagonale rentrante dans le plan, à partir de trois armures, satin 5 à décochement de 3 (a), toile (b), sans liage (c) et leur disposition au sein du tissu (d). [79].....	53
Figure 2.3 : Représentation schématique du principe de fonctionnement du stratifié auxétique (a) et la déformée lors d'une compression (b). [82]	54
Figure 2.4 : Représentation de la cellule élémentaire cible pour le composite à géométrie hexagonale rentrante 3D (a) et agencement des cellules élémentaires pour une structure 2x2 (b).	56
Figure 2.5 : Présentation de la moitié du moule utilisé, vue de face (a), de profil (b) et des dimensions à atteindre sur une seule alvéole.....	56
Figure 2.6 : Présentation du montage de pull-out utilisé (a) et courbes force-déplacement obtenues pour les éprouvettes para-aramide-PP avec 2 cm de prise (b).....	58
Figure 2.7 : Graphique récapitulatif des résultats d'essais de pull-out d'un multifilament de para-aramide (Kevlar®29) dans plusieurs polymères thermoplastiques.	59
Figure 2.8 : Représentation de la machine de filage avec la rampe de température de la vis d'extrusion et les vitesses de rotation des rouleaux utilisés.	61
Figure 2.9 : Représentation de la cellule élémentaire idéalisée considérée pour le calcul (a), schéma explicatif de la consommation de fil estimée pour une cellule élémentaire (b) et représentation géométrique pour le calcul du nombre de spires pour le guipage (c).....	61
Figure 2.10 : Représentation du fil architectural retordu (a) et guipé en double hélice (b).....	62
Figure 2.11 : Représentation de l'armure et effet de profondeur de l'armure gaufrée (a) et position des fils de trame pour un motif élémentaire sans fils de chaîne en vue de coupe A-A (b).....	64
Figure 2.12 : Représentation de la grille de création du tissu double face permettant d'aboutir à une armure gaufré bicouche, les raccords en largeur et hauteur des armures de base sont de 12.	65
Figure 2.13: Représentation de l'armure gaufrée bicouche avec raccord en largeur et hauteur de 24. .	66
Figure 2.14 : Installation du peigne à 4 dents/cm (a) et rappel des dimensions du moule de thermoformage (b).....	66
Figure 2.15 : Premier essai de tissage avec fils techniques avec une densité chaîne de 12 fils/cm (a) et tissage avec fils techniques après dédensification de la chaîne (densité chaîne de 9 fils/cm) (b).	67

Figure 2.16 : Effets des leviers d'action de diminution de la longueur des motifs, trame 100 % para-aramide (a) et suppression de l'insertion de certains fils de trame (b).	68
Figure 2.17 : Effets cumulatifs de l'utilisation de fils de trame 100 % para-aramide et saut de trame sur la longueur des motifs.	68
Figure 2.18 : Armure du gaufré bicouche retravaillée pour s'adapter aux dimensions du moule et maintenir le liage entre les couches. Raccord en largeur = 24 et raccord en hauteur = 20.	69
Figure 2.19 : Vues de face de l'armure tissée, fils de trame tendus (a) et fils de trame détendus (b). ..	69
Figure 2.20 : Portique soutenant les tensiomètres dans la nappe de fils de chaîne (a) et passage d'un fil de chaîne dans un des tensiomètres (b).	70
Figure 2.21 : Représentation de l'évolution de la tension du 5e fil de chaîne du motif bicouche.....	71
Figure 2.22 : Tissu gaufré bicouche aux dimensions du moule de thermoformage, vue de face (a) et vue de profil avec explicitation de la géométrie hexagonale rentrante (b).....	71
Figure 2.23 : Eprouvette du tissu gaufré avec identification des différentes zones la constituant.	72
Figure 2.24 : Représentation schématique du montage de thermoformage.....	73
Figure 2.25 : Etapes de mise en place du montage de thermocompression, positionnement des pions de centrage dans le renfort (a), mise en place de la partie inférieure et supérieure du moule (b) et ajout des systèmes de tension sens chaîne et trame et des cales plates (c).	74
Figure 2.26 : Positionnement du montage de thermocompression dans la presse chauffante (a) et courbes consignes en pressions et températures (b).	75
Figure 2.27 : Composite gaufré thermoformé, vues de face (a) et inclinée (b).	75
Figure 2.28 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du renfort sec et du relevé de profil associé.	76
<i>Figure 2.29 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du composite et du relevé de profil associé.</i>	<i>77</i>
Figure 2.30 : Représentation de la situation de mesure pour une cellule élémentaire du composite en 3D avec positionnement des angles relevés par profilométrie.	77
Figure 2.31 : Coupe transversale du fil de chaîne sec (a), zoom sur l'âme de para-aramide (Kevlar®29) sec (b), fil résiné représentatif de la chaîne après thermoformage (c) et zoom sur l'interface entre le para-aramide et le PP après thermoformage (d).	79
Figure 2.32: Observation permettant la localisation des différentes zones (a) et leur transcription dans la modélisation (les flèches blanches indiquent la direction privilégiée des fils) (b).	80
Figure 2.33 : Photographie des zones D (a) et E (b) sur le composite réel avec explicitation des porosités macroscopiques (encadrés bleus) et schéma simplifié pour la détermination du taux de composite « macro » pour les zones D (c) et E (d).	81
Figure 3.1 : Rappel des dimensions de la zone d'étude du composite et de son état général.....	86
Figure 3.2: Glossaire des termes utilisés pour le reste du chapitre pour désigner les zones de l'éprouvette (a) et de la cellule élémentaire (b).....	87
Figure 3.3 : Montage expérimental mis en place pour permettre l'étude de la structure hexagonale rentrante 3D composite.	88
Figure 3.4 : Plaquette de mors usinée adaptée aux dimensions de l'éprouvette, vue de face (a) et arrière (b).	89
Figure 3.5 : Illustration d'une facette dans une zone d'étude mouchetée (a) et problème de correspondance pour une structure répétitive (b). [95].....	90
Figure 3.6 : Représentation schématique du montage utilisé pour la stéréo-corrélation d'images numériques.	91
Figure 3.7 : Montage d'évaluation de la précision du système de stéréo-corrélation d'images avec un angle de 7° (a) et résultats (b).....	91
Figure 3.8 : Eprouvette composite mouchetée (a) et rappel des zones non thermoformées de l'éprouvette (b).....	92

Figure 3.9 : Cas étudiés pour examiner l'influence des colonnes latérales (a), courbe force-déplacement cyclée du cas coupé avec détermination des pentes pour chaque cycle de traction (b) et histogramme récapitulatif des pentes ramenées au nombre de fils considérés pour chacun des cas et cycles (c).	93
Figure 3.10 : Zone observée par la stéréo-corrélation d'images (caméra de droite) sur l'éprouvette découpée (a) et surface reconstruite par le logiciel Aramis V8 (b).	94
Figure 3.11 : Cartographie des déformations de l'éprouvette découpée au premier cycle (a), au second (b) et au cinquième cycle suivant Y (c) et au premier cycle (d), au second (e) et au cinquième cycle suivant X (f).	95
Figure 3.12 : Courbes force-déplacement de l'essai complet à 5 mm/min (a) et focalisation sur la zone de pré-cyclage (b).	97
Figure 3.13 : Détail de la courbe du cycle à rupture à 5 mm/min de l'éprouvette.	98
Figure 3.14 : Représentation des bornes de mesure utilisées pour extraire les données de calcul du gauchissement de l'éprouvette (a) et évaluation de l'angle de rotation au cours de l'essai à 5 mm/min pour les cinq fils de chaîne supérieurs (b).	99
Figure 3.15 : Représentation schématique de la zone d'étude complète avec la numérotation des cellules (a) et des grandeurs mesurées par stéréo-corrélation d'images sur la cellule élémentaire (b). ..	99
Figure 3.16 : Représentation des points extraits et calculés pour déterminer les déformations axiales (suivant y) et hors-plan (suivant z) pour une cellule unitaire avec notations simplifiées (a) et représentation pour la zone d'étude centrale de 2x2 cellules (b).	100
Figure 3.17 : Courbes de déformation axiale (5 mm/min) en fonction du temps pour les 2x2 cellules centrales en fonction du temps (a) et variation de la hauteur en fonction de la déformation axiale pour la cellule 32 (b), 33 (c), 22 (d) et 23 (e).	101
Figure 3.18 : Courbes de l'évolution des déformations hors-plan en fonction de la déformation axiale pour la cellule 22 (a), 23(b), 32(c) et 33(d) pour un essai à 5 mm/min.	102
Figure 3.19 : Rapports des déformations hors-plan (YZ) en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y) pour les quatre pans de la cellule 22 (a) et moyennés à l'ensemble des 4 cellules centrales (b).	103
Figure 3.20 : Courbes force-déplacement de l'essai complet à 100 mm/min.	105
Figure 3.21 : Représentation des bornes de mesure utilisées pour extraire les données de calcul de gauchissement de l'éprouvette (a) et évaluation de l'angle de rotation au cours de l'essai à 100 mm/min pour les cinq fils de chaîne supérieurs (b).	106
Figure 3.22 : Courbes de déformation axiale (100 mm/min) en fonction du temps pour les 2x2 cellules centrales en fonction du temps (a) et variation de la hauteur en fonction de la déformation axiale pour la cellule 32 (b), 33 (c), 22 (d) et 23 (e).	107
Figure 3.23 : Courbes de l'évolution des déformations hors-plan en fonction de la déformation axiale pour la cellule 22 pour un essai à 100 mm/min.	108
Figure 3.24 : Rapport des déformations hors-plan (YZ) en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y) pour les quatre pans de la cellule 22 lors d'une sollicitation de traction à 100 mm/min (a) et moyenné sur leurs 4 pans, pour les 4 cellules centrales (b).	108
Figure 3.25 : Evolution de l'angle entre la zone centrale et les pans de la cellule en fonction de la déformation axiale de la cellule (suivant Y).	109
Figure 3.26 : Rappel de l'évolution des fils dans l'armure (a) et mesure des embuvages moyens pour chaque fil de la couche supérieure, en pourcentage de la longueur apparente (b).	110
Figure 3.27 : Visualisation de la différence d'embuvage en fonction de la hauteur du fil de chaîne sur renfort sec.	111
Figure 3.28 : Détermination de l'ordre de rupture des fils de chaîne sur la face arrière de l'éprouvette.	112

Figure 3.29 : Représentation des groupes de cellules et des cellules élémentaires considérés pour l'étude (a) et courbes des rapports des déformations dans le plan YX en fonction de la déformation axiale pour les 4 cas considérés pour l'essai à 5 mm/min (b) et l'essai à 100 mm/min (c).....	114
Figure 4.1 : Mesures de la demi-cellule élémentaire réelle (a) et représentation du modèle géométrique de la cellule élémentaire utilisé pour la simulation (b).....	118
Figure 4.2 : Vue de coupe du renfort en sens chaîne avec les languettes « réelles » (a) et représentation simplifiée des connexions entre les cellules pour la simulation numérique (b).	119
Figure 4.3 : Conditions aux limites utilisées pour l'étude de sensibilité au maillage.	120
Figure 4.4 : Représentation des bornes considérées pour déterminer les déformations utiles aux calculs des rapports des déformations en compression suivant z dans les plans XZ et YZ.	120
Figure 4.5 : Résultats de l'étude de sensibilité des rapports des déformations RDzx et RDzy à la finesse de maillage pour les bornes centrales (a) et aux arrêtes supérieures (b).	121
Figure 4.6 : Représentation du modèle utilisé pour la comparaison d'une cellule unitaire seule avec corps rigides et la cellule centrale d'une structure 3x3 (a) et l'effet sur les RDzx et RDzy (b).	122
Figure 4.7 : Etude de l'influence de la zone vide sur le comportement auxétique de la cellule.....	123
Figure 4.8 : Observation permettant la localisation des différentes zones (a) et leur transcription dans la modélisation (les flèches blanches indiquent la direction privilégiée des fils) (b).	124
Figure 4.9 : Comparaison pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones de cellules élémentaires, des rapports des déformations entre les modèles Abaqus et Optistruct®.....	125
Figure 4.10 : Comparaison pour une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire avec différenciation des zones de cellules élémentaires, pour un cas de déformation suivant Z de 25%, des champs de contraintes σ_{xx} entre les modèles Optistruct® (a) et Radioss® (b) et comparaison des champs de contraintes σ_{yy} entre les modèles Optistruct® (c) et Radioss® (d).....	128
Figure 4.11 : Comparaison des rapports des déformations entre les modèles Optistruct® et Radioss® pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones de cellules élémentaires.....	129
Figure 4.12 : Courbe force – déplacement du cycle à rupture de l'essai de traction à 5 mm/min obtenu avec le modèle avant recalage (a), modèle utilisé pour la simulation de traction avec conditions aux limites explicitées (b) et conditions de chargement sur l'éprouvette réelle (c).	130
Figure 4.13 : Explicitation des déplacements suivant Y retenus pour ne tenir compte que de la zone correctement thermoformée.	130
Figure 4.14 : Courbe force – déplacement (en Y) obtenue avec le modèle après recalage (a) et champ de déplacement suivant X de la zone 2x2 centrale (b).	132
Figure 4.15 : Modèle incluant les colonnes latérales non thermoformées (a), champ de déplacement suivant X de la zone 2x2 centrale de l'éprouvette expérimentale de l'essai à 5 mm/min avant rupture (filtrage des valeurs au premier écart-type) (b) et champ de déplacement numérique du modèle avec colonnes latérales non thermoformées dans les mêmes conditions (c).	133
Figure 4.16 : Rappel des points extraits et calculés pour déterminer les déformations axiales (suivant y) et hors-plan (suivant z) pour une cellule unitaire avec notations simplifiées (a) et de la dénomination des cellules dans la zone 2x2 d'étude (b).	134
Figure 4.17 : Résultat de l'étude du comportement hors-plan (Z) pour la cellule 22 en 100 ms lors d'une simulation en traction suivant Y : variations de hauteurs (a), déformations hors-plan (b), rapports des déformations (c), agrandissement sur les petites déformations axiales (d) et représentation de la déformée de la structure en traction (e).	135
Figure 4.18 : Représentation simplifiée de la propagation d'ondes à travers une cellule élémentaire amenant au déphasage (a) et mise en évidence du pic de RD à travers les courbes de déformations axiale et hors-plan (h3) en fonction du temps (b).....	136
Figure 4.19 : Représentation des courbes de rapports des déformations hors-plan pour une sollicitation de traction symétrique en 1 ms : cellule 22 (a) et 32 (b).	137

Figure 4.20 : Représentation des courbes de rapports des déformations hors-plan pour une sollicitation de traction imposée par une rampe de déplacement de 3,14 mm sur un temps de 2500 ms (a) et agrandissement des courbes pour de faibles niveaux de déformations (b).....	137
Figure 4.21 : Rappel des courbes de RD de l'essai à 100 mm/min de la cellule 22 (a) et résultats de la simulation en traction pour une durée de 2500ms (b).	138
Figure 4.22 : Comparaison de la variation de position des points suivant l'axe Z de points situés sur les arêtes les plus hautes en sens chaîne, expérimentales et numériques.....	139
Figure 4.23 : Représentation de la déformation étagée de la structure pour une sollicitation de traction suivant Y.	139
Figure 4.24 : Représentation des plans utilisés pour sélectionner les points d'application des conditions aux limites pour l'étude des modules.	141
Figure 4.25 : Représentation des courbes contrainte-déformation pour un cas de compression de la structure suivant Y (sens chaîne) (a) et suivant Z (hors-plan) (b).	142
Figure 4.26 : Courbe contrainte-déformation issue de la simulation de compression suivant Z de la structure 5x5 simulée pour le calcul de l'énergie absorbée à 20 % de déformation.	143
Figure 4.27 : Courbe contrainte-déformation pour un cas de compression de la structure avec critère de rupture (a) et courbe utilisée pour la détermination de l'énergie absorbée (b).....	144
Figure 4.28 : Diagramme d'Ashby de l'énergie absorbée en fonction de la densité pour des structures métalliques (a) et composites (b). [22].....	144
Figure 4.29 : Courbes des rapports des déformations RDzx et RDzy et de variation du volume en fonction de la déformation axiale (Z) pour la cellule centrale d'une structure 5x5 avec loi matériau orthotrope non-linéaire et différenciation des zones d'étude (a) et courbes Radioss® pour la cellule centrale d'une structure 3x3 avec loi matériau orthotrope linéaire et différenciation des zones d'étude (b).	145
Figure 4.30 : Courbe contrainte-déformation utilisée pour la détermination de l'énergie absorbée, en considérant le composite caractérisé dans le rapport ONERA.	146
Figure 4.31 : Représentation des courbes contrainte-déformation utilisées pour la détermination de l'énergie absorbée, en considérant le composite caractérisé dans le rapport ONERA, incluant la dépendance à la vitesse pour une sollicitation de 1 m.s ⁻¹ (a), 10 m.s ⁻¹ (b) et 150 m.s ⁻¹ (c).....	148

Bibliographie

- [1] EASA, *CS - 25 - Amendment 27*. 2023. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25>
- [2] EASA, *AMC-20 Amendment 23*. 2022. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/amc-20-amendment-23>
- [3] C. BOUVET, « Tolérance aux dommages d'impact des structures composites aéronautiques », *Techniques de l'Ingénieur*, n° TRP4042 V1, févr. 2016, [En ligne]. Disponible sur: <https://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/ingenierie-des-transportsth14/structures-et-materiaux-pour-l-aeronautique-42632210/tolerance-aux-dommages-d-impact-des-structures-composites-aeronautiques-trp4042/>
- [4] BEA, « Rapport accident du Concorde F-BTSC », Rapport d'accident f-sc000725, juill. 2000.
- [5] NTSB, « Aviation Investigation Final Report DCA23LA067 », Red Oak, Iowa, DCA23LA067, nov. 2022.
- [6] Commission fédérale sur les accidents d'aviation, « Rapport final no. 1950 de la Commission fédérale sur les accidents d'aviation », Oyonnax, n°1950, août 2003.
- [7] NTSB, « Aircraft Accident Report Left Engine Failure and Subsequent Depressurization Southwest Airlines Flight 1380 », Philadelphia, Pennsylvania, NTSB/AAR-19/03 PB2019-101439, avr. 2018.
- [8] Y.-H. Hwang et J.-H. Han, « Crashworthiness of Energy Absorbing Structures Under Combined Shear-Compression Loading: Effects of Materials and Geometries », *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 26, n° 2, p. 615-628, mars 2025, doi: 10.1007/s42405-024-00779-5.
- [9] Y. Liu, W. Huang, X. Gan, T. Zhang, et J. Liu, « Quasi cross-scale effect on composite auxetic honeycomb sandwich structures subjected to dynamic loadings », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 203, p. 105358, sept. 2025, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2025.105358.
- [10] L. J. Gibson et M. F. Ashby, *Cellular solids: structure and properties*, 2nd ed. in Cambridge solid state science series. Cambridge ; New York: Cambridge University Press, 1997.
- [11] J. Zhang, G. Lu, et Z. You, « Large deformation and energy absorption of additively manufactured auxetic materials and structures: A review », *Composites Part B: Engineering*, vol. 201, p. 108340, nov. 2020, doi: 10.1016/j.compositesb.2020.108340.
- [12] Y. Ren et J. Xiang, « Energy absorption structures design of civil aircraft to improve crashworthiness », *Aeronaut. j. (1968)*, vol. 118, n° 1202, p. 383-398, avr. 2014, doi: 10.1017/S0001924000009180.
- [13] A. F. Johnson, R. S. Thomson, M. David, M. W. Joosten, et M. Waimer, « 13 - Design and testing of crashworthy aerospace composite components », in *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, P. Irving et C. Soutis, Éd., in Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering. , Woodhead Publishing, 2020, p. 371-414. doi: 10.1016/B978-0-08-102679-3.00013-7.
- [14] M. Quaresimin, M. Ricotta, L. Martello, et S. Mian, « Energy absorption in composite laminates under impact loading », *Composites Part B: Engineering*, vol. 44, n° 1, p. 133-140, janv. 2013, doi: 10.1016/j.compositesb.2012.06.020.
- [15] B. Castanie, C. Bouvet, et M. Ginot, « Review of composite sandwich structure in aeronautic applications », *Composites Part C: Open Access*, vol. 1, p. 100004, août 2020, doi: 10.1016/j.jcomc.2020.100004.
- [16] C. BINÉTRUY, « Structures sandwichées », *Techniques de l'Ingénieur*, mars 2019, [En ligne]. Disponible sur: <https://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/materiaux-th11/materiaux-composites-presentation-et-renforts-42142210/structures-sandwiches-am5141/>

-
- [17] T. Wierzbicki, « Crushing analysis of metal honeycombs », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 1, n° 2, p. 157-174, janv. 1983, doi: 10.1016/0734-743X(83)90004-0.
- [18] M. Yamashita et M. Gotoh, « Impact behavior of honeycomb structures with various cell specifications—numerical simulation and experiment », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 32, n° 1, p. 618-630, déc. 2005, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2004.09.001.
- [19] G. Sun, D. Chen, H. Wang, P. J. Hazell, et Q. Li, « High-velocity impact behaviour of aluminium honeycomb sandwich panels with different structural configurations », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 122, p. 119-136, déc. 2018, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2018.08.007.
- [20] F. Di Caprio, D. Cristillo, S. Saputo, M. Guida, et A. Riccio, « Crashworthiness of wing leading edges under bird impact event », *Composite Structures*, vol. 216, p. 39-52, mai 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2019.02.069.
- [21] R. Vignjevic *et al.*, « Soft body impact resistance of composite foam core sandwich panels with unidirectional corrugated and tubular reinforcements », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 132, p. 103320, oct. 2019, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2019.103320.
- [22] H. Yin, W. Zhang, L. Zhu, F. Meng, J. Liu, et G. Wen, « Review on lattice structures for energy absorption properties », *Composite Structures*, vol. 304, p. 116397, janv. 2023, doi: 10.1016/j.compstruct.2022.116397.
- [23] K. E. Evans, « Auxetic polymers: a new range of materials », *Endeavour*, vol. 15, n° 4, p. 170-174, janv. 1991, doi: 10.1016/0160-9327(91)90123-S.
- [24] R. Lakes, « Foam Structures with a Negative Poisson's Ratio », *Science*, vol. 235, n° 4792, p. 1038-1040, févr. 1987, doi: 10.1126/science.235.4792.1038.
- [25] E. Montgomery-Liljeroth, S. Schievano, et G. Burriesci, « Elastic properties of 2D auxetic honeycomb structures- a review », *Applied Materials Today*, vol. 30, p. 101722, févr. 2023, doi: 10.1016/j.apmt.2022.101722.
- [26] Z. Dong, Y. Li, T. Zhao, W. Wu, D. Xiao, et J. Liang, « Experimental and numerical studies on the compressive mechanical properties of the metallic auxetic reentrant honeycomb », *Materials & Design*, vol. 182, p. 108036, nov. 2019, doi: 10.1016/j.matdes.2019.108036.
- [27] A. Arjunan, M. Singh, A. Baroutaji, et C. Wang, « Additively manufactured AlSi10Mg inherently stable thin and thick-walled lattice with negative Poisson's ratio », *Composite Structures*, vol. 247, p. 112469, sept. 2020, doi: 10.1016/j.compstruct.2020.112469.
- [28] « ISO 6892-1:2019 », ISO. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.iso.org/fr/standard/78322.html>
- [29] « ISO 527-1:2019 », ISO. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.iso.org/fr/standard/527-1>
- [30] « ASTM D3039/D3039M-17 », Afnor EDITIONS. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.boutique.afnor.org/fr-fr/norme/astm-d3039-d3039m17//am98550/269152>
- [31] D. Atilla Yolcu et B. Okutan Baba, « Measurement of Poisson's ratio of the auxetic structure », *Measurement*, vol. 204, p. 112040, nov. 2022, doi: 10.1016/j.measurement.2022.112040.
- [32] S. Yu, Z. Liu, X. Cao, J. Liu, W. Huang, et Y. Wang, « The compressive responses and failure behaviors of composite graded auxetic re-entrant honeycomb structure », *Thin-Walled Structures*, vol. 187, p. 110721, juin 2023, doi: 10.1016/j.tws.2023.110721.
- [33] O. Duncan *et al.*, « Effects of Heat Exposure and Volumetric Compression on Poisson's Ratios, Young's Moduli, and Polymeric Composition During Thermo-Mechanical Conversion of Auxetic Open Cell Polyurethane Foam », *physica status solidi (b)*, vol. 256, n° 1, p. 1800393, 2019, doi: 10.1002/pssb.201800393.
- [34] O. Duncan, L. Foster, T. Allen, et A. Alderson, « Effect of Poisson's ratio on the indentation of open cell foam », *European Journal of Mechanics - A/Solids*, vol. 99, p. 104922, mai 2023, doi: 10.1016/j.euromechsol.2023.104922.
- [35] A. C. Kaya, A. Korucu, et M. Boğoçlu, « Influence of Additional Strut Elements in 3D Re-Entrant Auxetic Unit Cells on the Damage and Energy Absorption Properties », *Exp Mech*, vol. 64, n° 5, p. 639-653, juin 2024, doi: 10.1007/s11340-024-01055-z.
- [36] D. Xiao, X. Chen, Y. Li, W. Wu, et D. Fang, « The structure response of sandwich beams with metallic auxetic honeycomb cores under localized impulsive loading-experiments and finite

- element analysis », *Materials & Design*, vol. 176, p. 107840, août 2019, doi: 10.1016/j.matdes.2019.107840.
- [37] Y. Li, Z. Chen, D. Xiao, W. Wu, et D. Fang, « The Dynamic response of shallow sandwich arch with auxetic metallic honeycomb core under localized impulsive loading », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 137, p. 103442, mars 2020, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2019.103442.
- [38] C. Bouvet et B. Castanié, « Structures en matériaux composites stratifiés », *Techniques de l'ingénieur*, mai 2024, doi: 10.51257/a-v3-bm5080.
- [39] K. Jing, S. Xie, Y. Zhang, H. Zhou, et H. Yan, « Impact resistance of 3D woven fabrics and composites: A review », *Thin-Walled Structures*, vol. 213, p. 113262, août 2025, doi: 10.1016/j.tws.2025.113262.
- [40] G. Dupupet, « Fibres de carbone », *Techniques de l'ingénieur*, avr. 2008, doi: 10.51257/a-v1-am5134.
- [41] M. A. Abteu, F. Boussu, P. Bruniaux, C. Loghin, et I. Cristian, « Ballistic impact mechanisms – A review on textiles and fibre-reinforced composites impact responses », *Composite Structures*, vol. 223, p. 110966, sept. 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2019.110966.
- [42] C. Chevalier, « Caractérisation du comportement mécanique longitudinale d'un fil de para-aramide en sollicitation dynamique », phdthesis, Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambresis, 2016. [En ligne]. Disponible sur: <https://theses.hal.science/tel-01534683>
- [43] F. Boussu, F. Charleux, et M. Decrette, « Tissage 3D - Procédé et produits », *Techniques de l'ingénieur*, juin 2021, doi: 10.51257/a-v1-n4615.
- [44] « 450G™ PEEK », Victrex. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.victrex.com/en/products/polymers/peek-polymers/450g>
- [45] « HexFlow® RTM250ST », Hexcel. [En ligne]. Disponible sur: https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/RTM250ST_HexFlow_DataSheet.pdf
- [46] « Properties: Supplier Data - Polyetheretherketone (PEEK) (Goodfellow) », AZoM. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.azom.com/properties.aspx?ArticleID=1882>
- [47] P. Ladeveze et E. LeDantec, « Damage modelling of the elementary ply for laminated composites », *Composites Science and Technology*, vol. 43, n° 3, p. 257-267, janv. 1992, doi: 10.1016/0266-3538(92)90097-M.
- [48] A. Behera, P. Dupare, M. M. Thawre, et A. R. Ballal, « Effect of fatigue loading on stiffness degradation, energy dissipation, and matrix cracking damage of CFRP [± 45]_{3S} composite laminate », *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 42, n° 10, p. 2302-2314, 2019, doi: 10.1111/ffe.13065.
- [49] C. Bouvet et B. Vieille, « Mécanique de la rupture de fibres dans les composites stratifiés », *Techniques de l'ingénieur*, mars 2020, doi: 10.51257/a-v1-trp4044.
- [50] J. Aucher, « Etude comparative du comportement composites à matrice thermoplastique ou thermodurcissable », 2009.
- [51] F. Teklal, A. Djebbar, S. Allaoui, G. Hivet, Y. Joliff, et B. Kacimi, « A review of analytical models to describe pull-out behavior – Fiber/matrix adhesion », *Composite Structures*, vol. 201, p. 791-815, oct. 2018, doi: 10.1016/j.compstruct.2018.06.091.
- [52] P. R. Lord et M. H. Mohamed, *Weaving - 2nd Edition: Conversion of Yarn to Fabric*, 2e édition. Woodhead Publishing Ltd, 1982.
- [53] F. Boussu et M. Decrette, « Tissage industriel : principe et préparation au tissage », *Techniques de l'ingénieur*, déc. 2023, doi: 10.51257/a-v1-n4640.
- [54] F. Boussu et M. Decrette, « Structures textiles tissées - Définition, propriétés et applications », *Techniques de l'ingénieur*, mai 2023, doi: 10.51257/a-v1-n4608.
- [55] I. M. Daniel, J.-J. Luo, et P. M. Schubel, « Three-dimensional characterization of textile composites », *Composites Part B: Engineering*, vol. 39, n° 1, p. 13-19, janv. 2008, doi: 10.1016/j.compositesb.2007.02.002.
- [56] U. Ahmed, A. Tariq, Y. Nawab, K. Shaker, Z. Khaliq, et M. Umair, « Comparison of Mechanical Behavior of Biaxial, Unidirectional and Standard Woven Fabric Reinforced Composites », *Fibers Polym*, vol. 21, n° 6, p. 1308-1315, juin 2020, doi: 10.1007/s12221-020-9915-7.

-
- [57] M. C. Lafarie-Frenot et F. Touchard, « Comparative in-plane shear behaviour of long-carbon-fibre composites with thermoset or thermoplastic matrix », *Composites Science and Technology*, vol. 52, n° 3, p. 417-425, janv. 1994, doi: 10.1016/0266-3538(94)90176-7.
- [58] L. Tong, *3D Fibre Reinforced Polymer Composites*, 1st ed. Oxford: Elsevier Science & Technology, 2002.
- [59] A. P. Mouritz, M. K. Bannister, P. J. Falzon, et K. H. Leong, « Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites », *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, n° 12, p. 1445-1461, déc. 1999, doi: 10.1016/S1359-835X(99)00034-2.
- [60] K. R. Hart, P. X. L. Chia, L. E. Sheridan, E. D. Wetzel, N. R. Sottos, et S. R. White, « Mechanisms and characterization of impact damage in 2D and 3D woven fiber-reinforced composites », *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 101, p. 432-443, oct. 2017, doi: 10.1016/j.compositesa.2017.07.004.
- [61] S. Z. H. Shah *et al.*, « Performance comparison of resin-infused thermoplastic and thermoset 3D fabric composites under impact loading », *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 189, p. 105984, janv. 2021, doi: 10.1016/j.ijmecsci.2020.105984.
- [62] G. R. Johnson et W. H. Cook, « Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures », *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 21, n° 1, p. 31-48, janv. 1985, doi: 10.1016/0013-7944(85)90052-9.
- [63] F. Laurin, N. Carrere, C. Huchette, et J.-F. Maire, « A multiscale hybrid approach for damage and final failure predictions of composite structures », *Journal of Composite Materials*, vol. 47, n° 20-21, p. 2713-2747, sept. 2013, doi: 10.1177/0021998312470151.
- [64] F. Laurin, « Approche multiéchelle des mécanismes de ruine progressive des matériaux stratifiés et analyse de la tenue de structures composites », These de doctorat, Besançon, 2005. [En ligne]. Disponible sur: <https://theses.fr/2005BESA2024>
- [65] A. Puck et H. Schürmann, « FAILURE ANALYSIS OF FRP LAMINATES BY MEANS OF PHYSICALLY BASED PHENOMENOLOGICAL MODELS¹ », *Composites Science and Technology*, vol. 58, n° 7, p. 1045-1067, juill. 1998, doi: 10.1016/S0266-3538(96)00140-6.
- [66] Z. Hashin et A. Rotem, « A Fatigue Failure Criterion for Fiber Reinforced Materials », *Journal of Composite Materials*, vol. 7, n° 4, p. 448-464, oct. 1973, doi: 10.1177/002199837300700404.
- [67] Y. Zhou, Y. Wang, Y. Xia, et S. Jeelani, « Tensile behavior of carbon fiber bundles at different strain rates », *Materials Letters*, vol. 64, n° 3, p. 246-248, févr. 2010, doi: 10.1016/j.matlet.2009.10.045.
- [68] A. Gilat, R. K. Goldberg, et G. D. Roberts, « Experimental study of strain-rate-dependent behavior of carbon/epoxy composite », *Composites Science and Technology*, vol. 62, n° 10, p. 1469-1476, août 2002, doi: 10.1016/S0266-3538(02)00100-8.
- [69] C. Ebert, W. Hufenbach, A. Langkamp, et M. Gude, « Modelling of strain rate dependent deformation behaviour of polypropylene », *Polymer Testing*, vol. 30, n° 2, p. 183-187, avr. 2011, doi: 10.1016/j.polymertesting.2010.11.011.
- [70] J. Berthe, « Comportement thermo-visco-élastique des composites CMO – De la statique à la dynamique grande vitesse », These de doctorat, Ecole centrale de Lille, 2013. [En ligne]. Disponible sur: <https://theses.fr/2013ECLI0016>
- [71] D. Delsart, « Composite helicopter structural crashworthiness ONERA/DLR cooperation II - 1st year progress report », ONERA, Rapport technique RT 99/52 DMSE/Y, 1999.
- [72] I. M. Daniel, B. T. Werner, et J. S. Fenner, « Strain-rate-dependent failure criteria for composites », *Composites Science and Technology*, vol. 71, n° 3, p. 357-364, févr. 2011, doi: 10.1016/j.compscitech.2010.11.028.
- [73] F. Coussa, « Du comportement dynamique de matériaux composites tissés à matrice polyamide », phdthesis, Université Paris sciences et lettres, 2017. [En ligne]. Disponible sur: <https://pastel.hal.science/tel-01843118>
- [74] J. Berton, « Effets de la vitesse de sollicitation sur le comportement irréversible de composites à matrice organique », thesis, Centrale Lille Institut, 2022. [En ligne]. Disponible sur: <https://theses.fr/2022CLIL0025>

-
- [75] S. W. Tsai et E. M. Wu, « A General Theory of Strength for Anisotropic Materials », *Journal of Composite Materials*, vol. 5, n° 1, p. 58-80, janv. 1971, doi: 10.1177/002199837100500106.
- [76] E. Deletombe, D. Delsart, D. Kohlgrüber, et A. F. Johnson, « Improvement of numerical methods for crash analysis in future composite aircraft design », *Aerospace Science and Technology*, vol. 4, n° 3, p. 189-199, avr. 2000, doi: 10.1016/S1270-9638(00)00126-7.
- [77] « Tsai-Wu Formulation (Iform =0) ». [En ligne]. Disponible sur: https://2022.help.altair.com/2022/hwsolvers/rad/topics/solvers/rad/tsai_wu_formulation_star_r.htm
- [78] H. Hu, Z. Wang, et S. Liu, « Development of auxetic fabrics using flat knitting technology », *Textile Research Journal*, vol. 81, n° 14, p. 1493-1502, sept. 2011, doi: 10.1177/0040517511404594.
- [79] A. Zulifqar et H. Hu, « Development of Bi-Stretch Auxetic Woven Fabrics Based on Re-Entrant Hexagonal Geometry », *physica status solidi (b)*, vol. 256, n° 1, p. 1800172, 2019, doi: 10.1002/pssb.201800172.
- [80] H. Kamrul, A. Zulifqar, et H. Hu, « Deformation behavior of auxetic woven fabric based on re-entrant hexagonal geometry in different tensile directions », *Textile Research Journal*, vol. 90, n° 3-4, p. 410-421, févr. 2020, doi: 10.1177/0040517519869391.
- [81] H. I. Ahmed, M. Umair, Y. Nawab, et S. T. A. Hamdani, « Development of 3D auxetic structures using para-aramid and ultra-high molecular weight polyethylene yarns », *The Journal of The Textile Institute*, vol. 112, n° 9, p. 1417-1427, sept. 2021, doi: 10.1080/00405000.2020.1819007.
- [82] L. Jiang, B. Gu, et H. Hu, « Auxetic composite made with multilayer orthogonal structural reinforcement », *Composite Structures*, vol. 135, p. 23-29, 2015, doi: 10.1016/j.compstruct.2015.08.110.
- [83] L. Jiang et H. Hu, « Low-velocity impact response of multilayer orthogonal structural composite with auxetic effect », *Composite Structures*, vol. 169, p. 62-68, juin 2017, doi: 10.1016/j.compstruct.2016.10.018.
- [84] L. Zhou, L. Jiang, et H. Hu, « Auxetic composites made of 3D textile structure and polyurethane foam », *physica status solidi (b)*, vol. 253, n° 7, p. 1331-1341, 2016, doi: 10.1002/pssb.201552768.
- [85] L. Zhou, J. Zeng, L. Jiang, et H. Hu, « Low-velocity impact properties of 3D auxetic textile composite », *J Mater Sci*, vol. 53, n° 5, p. 3899-3914, mars 2018, doi: 10.1007/s10853-017-1789-8.
- [86] X. Xiao, T. Hua, L. Li, et J. Wang, « Geometrical modeling of honeycomb woven fabric architecture », *Textile Research Journal*, vol. 85, n° 16, p. 1651-1665, oct. 2015, doi: 10.1177/0040517514548754.
- [87] « ISO 2060:1994 », ISO. Consulté le: 22 septembre 2025. [En ligne]. Disponible sur: <https://www.iso.org/fr/standard/6837.html>
- [88] A. K. Bandaru, V. V. Chavan, S. Ahmad, R. Alagirusamy, et N. Bhatnagar, « Ballistic impact response of Kevlar® reinforced thermoplastic composite armors », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 89, p. 1-13, mars 2016, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2015.10.014.
- [89] A. K. Bandaru, V. V. Chavan, S. Ahmad, R. Alagirusamy, et N. Bhatnagar, « Low velocity impact response of 2D and 3D Kevlar/polypropylene composites », *International Journal of Impact Engineering*, vol. 93, p. 136-143, juill. 2016, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2016.02.016.
- [90] A. A. Carneiro *et al.*, « Exploring the Synergistic Effect of Short Aramid Fibers and Graphene Nanoplatelets on the Mechanical and Dynamic Mechanical Properties of Polypropylene Composites Prepared via Thin-Plate Injection », *Polymers*, vol. 17, n° 3, p. 374, janv. 2025, doi: 10.3390/polym17030374.
- [91] S. Huang, Q. Fu, L. Yan, et B. Kasal, « Characterization of interfacial properties between fibre and polymer matrix in composite materials – A critical review », *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 13, p. 1441-1484, juill. 2021, doi: 10.1016/j.jmrt.2021.05.076.

-
- [92] P. J. Herrera-Franco et L. T. Drzal, « Comparison of methods for the measurement of fibre/matrix adhesion in composites », *Composites*, vol. 23, n° 1, p. 2-27, janv. 1992, doi: 10.1016/0010-4361(92)90282-Y.
- [93] F. Boussu et M. Decrette, « Tissage industriel : principe et préparation au tissage », *Techniques de l'Ingénieur*, déc. 2023, doi: 10.51257/a-v1-n4640.
- [94] F. Boussu et M. Decrette, « Tissage industriel : technologies et paramètres », *Techniques de l'Ingénieur*, mars 2024, doi: 10.51257/a-v1-n4641.
- [95] H. Schreier, J.-J. Orteu, et M. A. Sutton, *Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements: Basic Concepts, Theory and Applications*. Boston, MA: Springer US, 2009. doi: 10.1007/978-0-387-78747-3.
- [96] E. Deletombe et D. Delsart, « Caractérisation matérielle et Simulation paramétrique 3D élémentaire et structurale », ONERA, Lille, Rapport technique 98/06, févr. 1998.

Valorisation des travaux

Communications orales:

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés au choc améliorées*. Journées Nationales sur les Composites 2025, Gif-sur-Yvette, France, 30 juin–2 juillet 2025.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Characterization of an auxetic woven reinforced composite material*. Autex 2025 World Conference, Dresden, Germany, 11–13 juin 2025.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Design and manufacturing of a textile-based auxetic composite core*. 39th Technical Conference of the American Society of Composites, San Diego, USA, 21–24 octobre 2024.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Design and manufacturing of a textile-based auxetic composite core*. TEXCOMP-15 Conference, Leuven, Belgium, 11–13 septembre 2024.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement d'un renfort textile à géométrie auxétique*. Journée Scientifique de la Fédération Lilloise de Mécanique – FED 4130, Onera, Lille, France, 5 octobre 2023.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés au choc améliorées*. MécaDymat, Valenciennes, France, 29–30 mars 2023.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés au choc améliorées*. Journées des doctorants du département Matériaux et Structures de l'ONERA, Palaiseau, France, 2023, 2024 et 2025.

Posters:

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés améliorées au choc*, GEMTEX DAY, Roubaix, France, 2023 et 2024.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés améliorées au choc*, Journées des doctorants du département matériaux et structure de l'ONERA, Palaiseau, France, 2023.

Proceedings Springer (peer-reviewed):

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Characterization of an auxetic woven reinforced composite material*. Proceedings of the Autex 2025 World Conference, Dresden, Allemagne, 2025. DOI : À paraître.

E. Facon, F. Rault, E. Deletombe, F. Boussu. *Design and manufacturing of a textile-based auxetic composite core*. Proceedings of the 39th Technical Conference of the American Society of Composites, San Diego, USA, 2024. DOI : À paraître.

Titre : Développement de matériaux composites auxétiques pour des propriétés au choc améliorées

Mots clés : matériaux composites, architectures textiles auxétiques, matériaux auxétiques, crash & impact, absorption d'énergie

Les matériaux composites, connus pour leur rapport performance mécanique/masse très intéressant, sont de plus en plus utilisés en aéronautique et défense. Lors de leur fonctionnement, les avions commerciaux sont exposés à divers risques d'impacts. C'est le cas des collisions aviaires qui peuvent survenir sur les bords d'attaque, l'empennage ou le radome. Cette dernière partie, abritant les instruments de navigation, ne peut être constituée de n'importe quel type de matériaux. Les matériaux auxétiques, à coefficient de Poisson négatif, offrent un potentiel prometteur en résistance aux impacts grâce à leur capacité à se densifier lors d'une sollicitation en compression, améliorant ainsi leur résistance à l'indentation et leur capacité d'absorption d'énergie. Leur transfert vers des composites renforcés par des fibres de para-aramide pourrait exploiter les synergies en absorption d'énergie. La partie élaboration des travaux repose sur une étude de transférabilité d'une structure auxétique vers un composite. Cela implique un travail multi-échelle faisant intervenir toutes les étapes de la chaîne de production textile. Un fil architecturé est conçu pour permettre le tissage d'un « préimprégné thermoplastique ». Une armure permettant l'obtention d'une géométrie auxétique est développée pour permettre le tissage en forme. Un montage de thermocompression dédié est mis au point pour permettre la consolidation du renfort en un matériau composite. Enfin, la vérification de la géométrie est faite à travers une analyse profilométrique. La caractérisation de la réponse du composite produit nécessite la définition d'un protocole expérimental dédié en

raison de la complexité du matériau et des limites d'applicabilité des méthodes d'observation proposées dans la littérature. La sollicitation de traction est privilégiée pour exploiter une large zone d'observation par stéréo-corrélation d'images numériques, permettant d'obtenir les champs de déplacement de l'éprouvette dans les trois directions de l'espace, ceci afin de faciliter la validation du futur modèle numérique. Cette méthode d'instrumentation particulièrement riche améliore notre compréhension des phénomènes de déformation mis en jeu pour une cellule auxétique seule et plusieurs cellules. Cette partie expérimentale est finalement associée à une étude numérique. Un modèle par éléments finis de la structure composite idéalisée est élaboré à partir des observations géométriques et profilométriques des échantillons produits. Cette représentation de la structure permet d'étudier ce vers quoi un composite auxétique de qualité aéronautique pourrait tendre. Le modèle est recalé de manière satisfaisante par rapport aux observations expérimentales et à sa caractérisation mécanique en traction. Pour revenir à la problématique d'impact aéronautique, l'objectif sous-jacent est d'étudier le comportement de la structure en compression hors-plan numériquement. Par ailleurs, ce modèle permet aussi d'étudier numériquement le comportement en dynamique de cette structure composite pour situer sa performance face aux solutions techniques déjà utilisées.

Titre : Development of auxetic composite materials for improved impact properties

Keywords: composite materials, auxetic textile architectures, auxetic materials, crash & impact, energy absorption

Composite materials, known for their excellent strength-to-weight ratio, are increasingly employed in aerospace and defense applications. During service, commercial aircraft are exposed to various impact threats, such as bird strikes, which may occur on leading edges, tail sections, or radomes. The latter, housing sensitive navigation instruments, imposes stringent material requirements that limit the choice of structural solutions. Auxetic materials, characterized by a negative Poisson's ratio, offer a promising potential for impact resistance due to their ability to densify under compressive loading, thereby enhancing indentation resistance and energy absorption capacity. Transferring these architectures to fiber-reinforced composites, particularly those based on para-aramid fibers, could exploit synergistic mechanisms of energy dissipation. The elaboration stage focuses on assessing the transferability of an auxetic architecture into a composite material. This multi-scale approach integrates all stages of the textile production chain. An architected yarn was designed to enable the weaving of a thermoplastic "prepreg" structure. A dedicated weaving pattern was developed to generate the auxetic geometry in shape-forming conditions. Subsequently, a custom thermocompression setup was conceived to consolidate the woven reinforcement into a composite material. The resulting geometry was verified through profilometric analysis. The mechanical characterization of the produced composite required the establishment of a specific experimental

protocol, given the material's architectural complexity and the limitations of conventional observation methods reported in the literature. Tensile loading was selected to provide an extensive observation area suitable for stereo digital image correlation measurements. This technique allowed the acquisition of full-field displacement data in all three spatial directions, this in order to facilitate the validation of the future numerical model. Such a rich experimental instrumentation significantly enhanced the understanding of deformation mechanisms occurring within both single and multiple auxetic shaped cells. Finally, this experimental investigation was complemented by a numerical study. A finite element model of the idealized composite structure was developed based on the geometric and profilometric observations of the manufactured specimens. This representation serves to explore what an aerospace-grade auxetic composite could achieve. The model was successfully calibrated against the experimental tensile results and associated mechanical response. To address the specific case of aeronautical impact scenarios, the model was extended to study the out-of-plane compressive behavior under dynamic loading. Moreover, it enabled numerical comparisons of the auxetic composite's dynamic response with that of existing technical solutions, thereby positioning its performance within the broader context of impact-resistant materials for aeronautical application.