



# Approche multi-échelle pour la prédiction de la tenue d'une aile caisson dédiée à l'aviation légère : expérimentation et simulation

Clément Fleuret

## ► To cite this version:

Clément Fleuret. Approche multi-échelle pour la prédiction de la tenue d'une aile caisson dédiée à l'aviation légère : expérimentation et simulation. Autre. ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique - Poitiers, 2016. Français. NNT : 2016ESMA0013 . tel-03214979

**HAL Id: tel-03214979**

**<https://theses.hal.science/tel-03214979>**

Submitted on 3 May 2021

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

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

# THESE

## Pour l'obtention du Grade de DOCTEUR DE L'ECOLE NATIONALE SUPERIEURE DE MECANIQUE ET D'AEROTECHNIQUE

(Diplôme National – Arrêté du 7 août 2006)

Ecole Doctorale :

Sciences et Ingénierie en Matériaux, Mécanique, Energétique et Aéronautique

Secteur de Recherche : Mécanique des solides, des matériaux, des structures et des surfaces

Présentée par :

Clément FLEURET

\*\*\*\*\*

Approche multi-échelle pour la prédiction de la tenue d'une aile caisson dédiée à l'aviation légère : expérimentation et simulation

\*\*\*\*\*

Directeur de thèse : GRANDIDIER Jean-Claude

Co-encadrant : ANDREANI Anne Sophie

Co-encadrant : LAINE Eric

\*\*\*\*\*

Soutenue le 26/05/2016

devant la Commission d'Examen

\*\*\*\*\*

### JURY

|                           |                                                     |              |
|---------------------------|-----------------------------------------------------|--------------|
| Antonio J.M<br>FERREIRA   | Professeur, Université de Porto                     | Président    |
| Jean-François<br>FERRERO  | Professeur, Université Paul Sabatier                | Rapporteur   |
| Pascal CASARI             | Professeur, Université de Nantes                    | Rapporteur   |
| Jacques CINQUIN           | Ingénieur de recherche, Airbus Group<br>Innovations | Examineur    |
| Jean-Claude<br>GRANDIDIER | Professeur, ISAE ENSMA                              | Examineur    |
| Anne-Sophie<br>ANDREANI   | Ingénieure de recherche, CERMATEX                   | Examinatrice |
| Eric LAINE                | Ingénieur de recherche, ISAE-ENSMA                  | Examineur    |



# Remerciements

Je tiens à remercier, avant de présenter mes travaux, l'ensemble des personnes qui ont contribué, quelle que soit la manière, à la réalisation de ce projet.

Je remercie tout d'abord Jean-Claude GRANDIDIER qui a été à l'initiative du mouvement et sans qui je n'aurai pas fait de thèse. Sa « bonne parole » a ensuite été relayée par l'ensemble de ma future équipe encadrante formée par Éric LAINE, Anne-Sophie ANDREANI et Annette ROY. L'encadrement qu'ils m'ont donné m'a laissé une grande autonomie tout en ayant un soutien lors des étapes clés du projet et lorsque le besoin se faisait sentir. Ils m'ont également permis d'acquérir un esprit scientifique et critique. Je leur renouvelle donc mes remerciements.

Je tiens également à remercier les membres du jury qui ont accepté de rapporter ou d'examiner mon travail de thèse. Je les remercie également d'avoir affronté les différentes grèves et blocages de terminaux pétroliers pour assister à ma soutenance. Les échanges que nous avons eu après ma présentation ont été très intéressants et enrichissants.

La partie expérimentale devant se dérouler dans un laps de temps réduit et en faisant intervenir une multitude d'instruments de mesure, je remercie l'équipe technique de Pprime de m'avoir permis de mener à bien cette campagne d'essais. Je remercie notamment Anne-Laure Gorge pour m'avoir initié aux émissions acoustiques et le travail réalisé sur le traitement des signaux obtenus, Guillaume BENOIT pour la réalisation des vidéos haute résolution pour le suivi des endommagements, le suivi de marqueur et le pilotage de la petite bidim, Mederic MORISSET pour le pilotage de la machine de traction, Maxime CRUZ pour la conception du banc de flexion 4 points et le pilotage de la grosse bidim, David MELLIER et Marc TOULMINET pour la réalisation des tomographies et Denis BERTHEAU pour l'aide apportée à la conception des outillages pour les éprouvettes en T.

Je remercie évidemment les doctorants du CRITT matériaux Florent CERDAN, Clément AUDIBERT et Matthias ROUCH avec lesquels j'ai pu avoir des discussions intéressantes permettant d'apporter un point de vue différent. Mais c'est surtout leur bonne humeur, notre passion commune pour les gâteaux et le café à toute heure de la journée qui m'ont aidé à tenir jusqu'au bout de la thèse. Je me dois également de remercier les autres employés du CRITT MPC, stagiaires y compris, avec lesquels j'ai pu échanger au travail, recevoir un coup de main et surtout me changer les idées les soirs et week-ends.

Je ne peux finir ce paragraphe sans remercier ma famille de m'avoir soutenu avec par exemple l'envoi de « kits de survie » régulièrement et mes amis pour le soutien et la détente apportés, et ce, malgré l'éloignement.

# Notations

DGAC : Direction Générale de l'Aviation Civile

CRFC : Composite Renforcé de Fibres de Carbone

CRP : Charge Répétée Progressive

Ud : unidirectionnel

3D : 3 dimensions

VER : Volume élémentaire représentatif

# Table des matières

|         |                                                                                                                                    |    |
|---------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| I.      | Problématique .....                                                                                                                | 8  |
| I.1     | Aile composite .....                                                                                                               | 8  |
| I.2     | Architecture.....                                                                                                                  | 9  |
| I.2.1   | Aile classique .....                                                                                                               | 9  |
| I.2.2   | Aile caisson .....                                                                                                                 | 12 |
| II.     | Conception d'une aile caisson .....                                                                                                | 19 |
| II.1    | Contexte .....                                                                                                                     | 19 |
| II.1.1  | Cas de charge d'une aile d'avion .....                                                                                             | 20 |
| II.1.2  | Chargement à incidence de décrochage .....                                                                                         | 20 |
| II.1.3  | Chargement à vitesse maximale.....                                                                                                 | 26 |
| II.1.4  | Le coup d'aileron .....                                                                                                            | 26 |
| II.1.5  | Phénomènes aéroélastiques .....                                                                                                    | 28 |
| II.2    | Architecture choisie.....                                                                                                          | 31 |
| II.3    | Définition du modèle numérique .....                                                                                               | 32 |
| II.3.1  | Géométrie.....                                                                                                                     | 32 |
| II.3.2  | Matériaux et sections .....                                                                                                        | 33 |
| II.3.3  | Conditions aux limites et chargement.....                                                                                          | 33 |
| II.4    | Solution envisagée.....                                                                                                            | 34 |
| II.4.1  | Architecture interne choisie .....                                                                                                 | 34 |
| II.4.2  | Résultat de dimensionnement .....                                                                                                  | 35 |
| II.5    | Comparaison entre les architectures .....                                                                                          | 36 |
| II.5.1  | Modèle de voilure à architecture classique .....                                                                                   | 36 |
| II.5.2  | Résultats comparatifs des architectures .....                                                                                      | 37 |
| II.6    | Conclusion .....                                                                                                                   | 38 |
|         | Méthodologie pour appréhender le comportement de la structure et proposer les premiers ingrédients pour prévoir sa « ruine » ..... | 40 |
| III.    | Matériaux, modèle matériaux.....                                                                                                   | 43 |
| III.1   | Présentation des essais réalisés .....                                                                                             | 43 |
| III.2   | Géométrie des éprouvettes .....                                                                                                    | 43 |
| III.3   | Métrologie .....                                                                                                                   | 44 |
| III.3.1 | Jauges d'extensométrie.....                                                                                                        | 44 |

|         |                                                                 |    |
|---------|-----------------------------------------------------------------|----|
| III.3.2 | Extensomètres à couteaux et clip on .....                       | 44 |
| III.4   | Propriétés physiques .....                                      | 45 |
| III.4.1 | Densité.....                                                    | 45 |
| III.4.2 | Taux de fibres .....                                            | 46 |
| III.5   | Comportement mécanique des éprouvettes .....                    | 47 |
| III.5.1 | Eprouvettes avec fibres orientées à 0° .....                    | 47 |
| III.5.2 | Eprouvettes avec fibres orientées à 90° .....                   | 51 |
| III.5.3 | Comparatif entre les sens chaîne et trame des plis tissés ..... | 54 |
| III.5.4 | Eprouvettes avec fibres orientées à $\pm 45^\circ$ .....        | 55 |
| III.5.5 | Bilan .....                                                     | 59 |
| III.6   | Modélisation du comportement .....                              | 59 |
| III.6.1 | Endommagements des matériaux composites .....                   | 59 |
| III.6.2 | Modèles d'endommagement disponibles.....                        | 61 |
| III.6.3 | Modèle d'endommagement développé.....                           | 64 |
| III.6.4 | Validation du modèle de comportement .....                      | 70 |
| III.7   | Bilan .....                                                     | 71 |
| IV.     | Semi structures.....                                            | 73 |
| IV.1    | Choix des éprouvettes par rapport à l'aile caisson .....        | 73 |
| IV.1.1  | Choix de la stratification .....                                | 73 |
| IV.1.2  | Courbure de la peau .....                                       | 73 |
| IV.1.3  | Identification des modes de déformation de l'aile caisson.....  | 74 |
| IV.1.4  | Limitation du choix des éprouvettes .....                       | 76 |
| IV.2    | Dimensionnement des éprouvettes technologiques .....            | 77 |
| IV.2.1  | Protocole de dimensionnement .....                              | 77 |
| IV.2.2  | Création des modèles .....                                      | 78 |
| IV.2.3  | Analyse des résultats .....                                     | 79 |
| IV.2.4  | Comparaison avec la voilure caisson.....                        | 82 |
| IV.3    | Eprouvette de flexion 4 points .....                            | 83 |
| IV.4    | Protocole expérimental .....                                    | 85 |
| IV.4.1  | Eprouvettes technologiques.....                                 | 85 |
| IV.4.2  | Eprouvette de flexion 4 points .....                            | 88 |
| IV.4.3  | Méthode d'analyse des données .....                             | 89 |
| IV.5    | Résultats des essais de semi structure .....                    | 90 |
| IV.5.1  | Contrôle des éprouvettes avant essai .....                      | 90 |

|        |                                                           |     |
|--------|-----------------------------------------------------------|-----|
| IV.5.2 | Essais de torsion .....                                   | 97  |
| IV.5.3 | Essais de flexion.....                                    | 103 |
| IV.5.4 | Essais de traction .....                                  | 111 |
| IV.5.5 | Essais de flexion 4 points.....                           | 119 |
| IV.5.6 | Conclusion des essais de semi-structure.....              | 127 |
| IV.6   | Modélisation de la liaison voile-peau et corrélation..... | 128 |
| IV.6.1 | Etat de l'art des modèles de liaison .....                | 129 |
| IV.6.2 | Construction du modèle mésoscopique.....                  | 135 |
| IV.6.3 | Corrélation numérique-expérimental .....                  | 142 |
| IV.6.4 | Création d'un modèle simplifié d'intégration .....        | 153 |
| IV.7   | Conclusion .....                                          | 161 |
| V.     | Optimisation de l'aile .....                              | 164 |
| V.1    | Modification du modèle.....                               | 164 |
| V.2    | Intégration du modèle macroscopique .....                 | 165 |
| V.3    | Analyse du comportement.....                              | 166 |
| V.4    | Identification du mode de rupture.....                    | 169 |
| V.5    | Optimisation de la voilure caisson .....                  | 171 |
| V.6    | Conclusion .....                                          | 173 |
| VI.    | Conclusion .....                                          | 175 |
|        | Références.....                                           | 178 |
|        | Annexes .....                                             | 187 |
|        | Annexe 1 : Modèle des Mines de Paris .....                | 187 |
|        | Annexe 2 : Modèle de Pprime .....                         | 189 |
|        | Annexe 3 : Modèle de Cachan.....                          | 191 |
|        | Annexe 4 : Modèle de l'ONERA .....                        | 194 |
|        | Annexe 5 : Modèle de Xing.....                            | 197 |
|        | Annexe 6 : Modèle du LMA .....                            | 199 |

# I. Problématique

## I.1 Aile composite

L'aéronautique, comme l'ensemble des autres secteurs d'activité des transports, est directement impactée par le changement climatique et la raréfaction des ressources. La commission européenne des transports s'est engagée à travers le Flightpath 2050 à réduire drastiquement les émissions de CO<sub>2</sub> et de NO<sub>x</sub> du secteur. Cet objectif peut être atteint grâce à trois améliorations des avions : l'augmentation du rendement des moteurs afin de réduire leur consommation pour une même poussée, l'amélioration de l'aérodynamique du fuselage et des ailes et la réduction de la masse totale de l'appareil. En effet, la mécanique du vol indique que la force de sustentation est directement liée à la poussée nécessaire. Ainsi, plus un avion sera lourd et plus il consommera de carburant. L'amélioration de ces trois points est depuis longtemps la ligne directrice de tous les acteurs du secteur mais la recherche dans ce domaine s'intensifie. SNECMA par exemple, a mené parallèlement le projet du Leap et de l'Open rotor mais aussi, Airbus et Boeing qui généralisent l'utilisation des matériaux composites dans les structures.

Une autre orientation prend de l'importance dans le domaine aéronautique comme dans d'autres secteurs, il s'agit de l'utilisation d'énergies renouvelables. Nombre d'entreprises et de laboratoires conçoivent actuellement des avions légers à motorisation électrique. L'énergie est alors tirée de batteries, de panneaux solaires et/ou d'une pile à combustible hydrogène. Les grands donneurs d'ordre se sont également engagés dans cette voie en participant à des projets tels qu'Airbus Group avec le prototype de l'E-Fan 1.0. En effet, ce projet de plus petite envergure permet à Airbus Group de maturer des technologies à moindre coût avant de les intégrer dans un avion plus gros. Cette étape est primordiale puisqu'elle permet de vérifier la faisabilité et la fiabilité de l'innovation. Ces nouvelles motorisations créent une rupture technologique et de nouvelles méthodes d'utilisation doivent être développées pour adapter le vol à ce type d'avion ce qui est aussi facilité par ces prototypes. Actuellement, aucune technologie ne permet de stocker à masse équivalente une énergie similaire à celle du kérosène. Malgré des moteurs plus légers et une chaîne de transformation et de transport de l'énergie avec un meilleur rendement, la densité énergétique du kérosène est telle qu'aucune solution ne la concurrence. Le gain de masse revêt donc une importance primordiale pour les avions utilisant ces nouveaux modes de propulsion.

L'allègement des structures peut se faire grâce à l'utilisation de matériaux composites qui possèdent de très bonnes propriétés mécaniques spécifiques. Ces matériaux permettent également la mise en forme de pièce plus complexe et de grandes dimensions en une seule opération. Airbus par exemple fabrique les peaux des ailes de l'A350 en une fois. Les composites permettent l'intégration de fonction lors de la même opération ce qui est plus difficile à faire avec des matériaux métalliques. En effet, des renforts peuvent être ajoutés directement dans une pièce lors du drapage, la cuisson est alors effectuée avec l'ensemble pièce-renfort. Ce procédé permet, en plus de limiter le nombre d'étapes de production, d'améliorer la cohésion entre ces pièces de renfort et la pièce principale. La cuisson des composites à faible température, inférieure à 200°C, permet également d'intégrer dans le matériau des capteurs et des actionneurs. Ces techniques sont encore au stade de la recherche mais pourraient se généraliser dans les séries à venir. Deux méthodes sont à l'étude, la première

consiste à intégrer des fibres optiques à l'intérieur d'un pli unidirectionnel afin de mesurer les déformations et détecter des endommagements [BOI03]. La deuxième technique introduit un pli piézoélectrique entre les plis de composites. Cette technique permet aussi de mesurer les déformations de la pièce et de détecter des endommagements de manière indirecte. Des développements sont actuellement en cours pour utiliser ces plis comme actionneur et non plus uniquement comme capteur. Les chercheurs de nombreux laboratoires comme ceux de l'ONERA utilisent des plis piézoélectriques afin de modifier l'incidence des pales d'hélicoptère le long de leur envergure au cours d'un cycle [RIE11]. Les composites, de par leurs propriétés mécaniques permettent également d'assurer des fonctions inenvisageable avec d'autres matériaux. La NASA développe actuellement des gouvernes « flexibles », c'est-à-dire que la peau est souple et assure la continuité entre l'aile et la gouverne.

En revanche, la matière première de pièces composites hautes performances comme le carbone est plus chère et la fabrication avec une qualité régulière nécessite un investissement lourd. En effet, pour assurer une bonne répétabilité dans les pièces et une cadence de production élevée, des robots de drapage ont été développés. Les pièces sont drapées dans des moules puis sont cuites sous vide de préférence dans un autoclave afin de garantir la qualité. Les déchets de production sont également beaucoup plus difficilement valorisables. Le coût final des pièces de ce type est alors plus grand qu'une pièce équivalente en matériau métallique.

La nécessité d'allègement des structures a récemment pris le pas sur le coût et les difficultés du passage aux composites. Les économies attendues en utilisation des avions de ligne longs courriers compensent les investissements tant sur le plan matériel qu'humain. L'amélioration des connaissances sur ces matériaux a également facilité la transition des matériaux métalliques vers les matériaux composites. Si les matériaux composites se généralisent dans l'aviation militaire et commerciale, l'avancée est en revanche plus lente dans l'aviation légère. En effet, les acteurs du secteur disposent de plus faibles moyens et la nécessité de l'optimisation de la masse de la structure est moins primordiale que dans l'aviation commerciale. Néanmoins, le marché s'étoffe et la concurrence se fait plus rude.

## I.2 Architecture

### I.2.1 Aile classique

Une architecture particulière a été développée dès les prémices de l'aéronautique par les pionniers. Ceux-ci ont utilisé le biomimétisme pour concevoir les premières machines volantes, en s'inspirant notamment des ailes des oiseaux et des chauves-souris. Partant de leurs observations, les pionniers dotent les ailes de leurs avions d'un longeron principal correspondant aux os des ailes oiseaux, de nervures et d'une peau pour remplacer les plumes. Dans cette architecture, les nervures font office de rachis et la peau relie l'ensemble des nervures afin de créer une grande surface portante à l'instar des ailes oiseaux. Le longeron, initialement placé très en avant de l'aile comme dans le cas des oiseaux, recule peu à peu dans l'aile jusqu'à environ 40% de la corde. En effet, c'est à cette position que s'exerce le plus souvent la résultante aérodynamique de l'aile d'un avion léger. Cette disposition du longeron pose des difficultés à cause du manque de rigidité en torsion de l'aile ainsi que pour la

fixation des gouvernes. De nombreux concepteurs ont alors disposé un deuxième longeron dans l'aile, le premier étant avancé vers le bord d'attaque (Figure I-1).

Ce type d'architecture a traversé les âges en s'adaptant à chaque évolution technologique et matériau et est encore utilisé aujourd'hui sur tous les types d'avion. Tout d'abord d'une construction en bambou entoilée en toile de coton sur les premiers avions comme le Flyer des frères Wright ou l'Avion de Clément Ader dès 1900, cette architecture a été transposée au tout aluminium sur le Junker F13 en 1919. En effet, l'aluminium a de meilleures propriétés spécifiques que le bois, cela a alors permis d'alléger les structures pour réduire la consommation et de construire des avions de plus grandes dimensions. Depuis quelques décennies, les matériaux composites ont fait leur apparition et de nombreux progrès ont été faits. Aujourd'hui, la maîtrise de la fabrication permet une bonne reproductibilité et les calculs de dimensionnement sont performants grâce aux méthodes numériques. Leur utilisation se généralise alors dans la structure des avions.

Contrairement à l'architecture de l'aile, la technique pour diriger les avions a beaucoup évolué dans les premiers temps. Toutefois, son principe physique est resté identique. Les premiers avions que les pionniers ont construits se dirigeaient grâce à un empennage dit à incidence intégrale, c'est-à-dire que la surface portante est intégralement articulée. Au niveau des ailes, les concepteurs utilisaient le gauchissement afin de diriger l'avion. Cette technique consiste à faire vriller chaque aile de manière dissymétrique entre l'aile gauche et l'aile droite, cela induit le roulis de l'avion c'est-à-dire la rotation autour d'un axe allant du nez à la queue. Les concepteurs ont ensuite rendu les ailes plus rigides en utilisant de nouveaux matériaux. Ils ont alors créé des gouvernes articulées afin de diriger l'appareil. Le principe des gouvernes comme du gauchissement est de modifier l'écoulement d'air différemment entre aile gauche et droite. Cela crée un delta de portance qui produit le roulis. Les gouvernes sont supportées par plusieurs pivots dans l'aile, elles induisent alors des efforts locaux. De plus, ces efforts sont grands pour un fort braquage des gouvernes et s'exerce à proximité du bord de fuite. Ces paramètres ont poussé les concepteurs à doter les appareils d'un longeron ou d'un longeronnet à l'arrière de l'aile afin de maintenir les gouvernes et reprendre leurs efforts.

Dans cette architecture éprouvée et optimisée avec le temps, chaque élément a un rôle mécanique distinct. Le ou les longerons reprennent les efforts de flexion de la voilure et créent le lien entre le fuselage et les ailes. Les longerons subissent également les efforts dans le plan de l'aile. Ce chargement est problématique lorsque la voilure ne dispose que d'un unique longeron, celui-ci est alors haubané grâce à un câble. La peau de l'aile crée une grande surface qui génère la portance. De chaque côté du ou des longerons sont fixées des nervures. Ces pièces possèdent la forme du profil aérodynamique de l'aile (Figure I-1). Elles permettent de transmettre les efforts de portance de la peau vers le longeron ainsi que de conserver le profil lors des déformations de l'aile. L'ensemble de la peau et des nervures sert à supporter les efforts de torsion de l'aile. L'utilisation de matériaux avec des propriétés spécifiques élevées a permis d'augmenter la taille des ailes et de réduire le nombre de nervures dans celle-ci. Cette évolution a fait apparaître un mode de déformation pouvant être critique pour la voilure. En effet, la peau est formée par une plaque d'épaisseur faible. La peau extradorsale est chargée en compression dans la configuration classique du vol et lors de manœuvres lors desquelles l'avion subit une accélération positive, lorsque l'accélération est négative c'est la peau intradosale qui subit une compression. Du fait des grandes dimensions de la plaque fine, le risque

de flambage devient très élevé. La peau est alors rigidifiée grâce à deux types de renforts, les raidisseurs et les lisses. Ces appendices sont tous deux des poutres fixées à la peau. La différence entre les deux se situe dans leur orientation par rapport à l'aile, les lisses sont dans l'axe de l'envergure tandis que les raidisseurs dans celui de la corde. Ces renforts sont utilisés sur les ailes métalliques ainsi que sur les ailes composites. Les voilures en matériau composite offrent une autre possibilité de rigidification rarement utilisée avec les métaux, elle consiste à créer un sandwich entre les plis de matériau composite avec une âme en matériau léger.

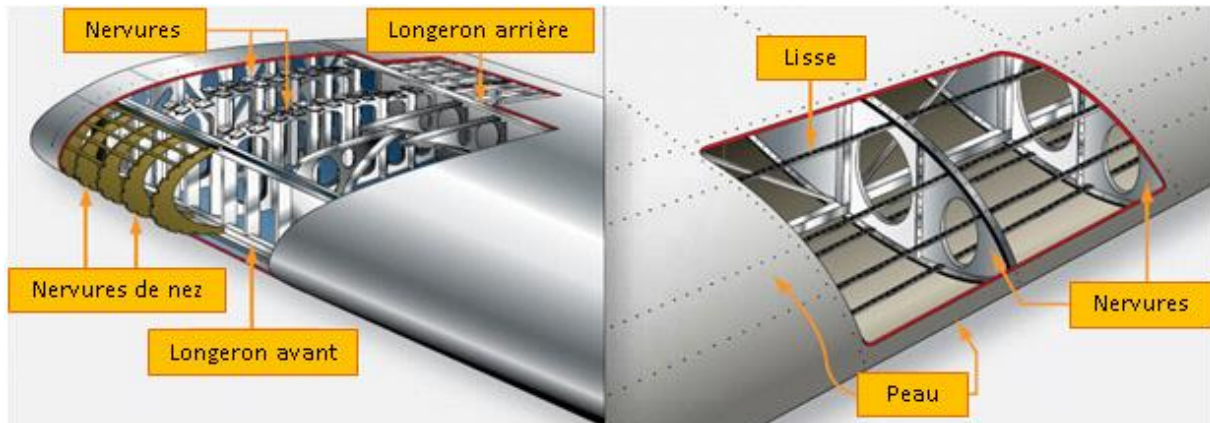


Figure I-1 : Exemple d'architecture d'aile [FAA]

Dans l'aéronautique, l'aviation légère représente une catégorie avec des particularités propres. Ces petits avions sont dédiés à des missions très variées allant de la formation des jeunes pilotes aux patrouilles aériennes ainsi qu'au vol de loisir. Ces avions sont également déclinés depuis quelques années en version sans pilote (drone). De par leur utilisation, ce type d'appareil doit avoir un coût d'achat et d'entretien raisonnable. Les performances prennent également une place importante dans le cahier des charges. Les mentalités ayant évoluées ces dernières années, ces avions doivent aujourd'hui être de plus en plus silencieux et avoir un impact toujours plus faible sur l'environnement. L'E-Fan 1.0, présenté au salon du Bourget 2013, a été développé pour répondre au mieux à l'ensemble de ces critères. C'est dans le contexte écologique et économique actuel qu'Airbus Group a accompagné le projet d'avion électrique d'Aéro Composite Saintonge (ACS). Les ailes sont issues d'un partenariat entre CERMATEX SCIC MPC, le Département Physique et Mécanique des Matériaux de l'Institut Pprime de l'ISAE-ENSMA, ACS et C<sup>3</sup>Technologies. Le prototype de l'E-Fan dénommé E-Fan 1.0 est un avion électrique destiné à la formation des jeunes pilotes en voltige. Il devait alors impérativement être le plus léger possible afin d'embarquer un maximum de batteries. Sa masse a été limitée grâce à l'utilisation de matériaux composites à fibres de carbone pour l'intégralité de la structure. Afin de faciliter son stockage et son transport pour les petits aéroclubs, ses ailes sont démontables et le système de fixation est lui aussi en matériaux composites. Comme décrit précédemment, son architecture est basée sur l'utilisation d'un unique longeron. L'E-Fan 1.0 se destinant à la pratique de la voltige, l'aile doit donc être très rigide en flexion comme en torsion. Deux longeronnets ont été ajoutés à proximité du bord d'attaque et du bord de fuite. Ils participent à la rigidité de l'aile avec le longeron et ajoute une rigidité à la flexion dans le plan de la voilure. Ils permettent également de réaliser plus simplement des fixations pour les gouvernes. La répartition des nervures ainsi que l'épaisseur de la peau sont optimisées en fonction des efforts subits suivant l'envergure.

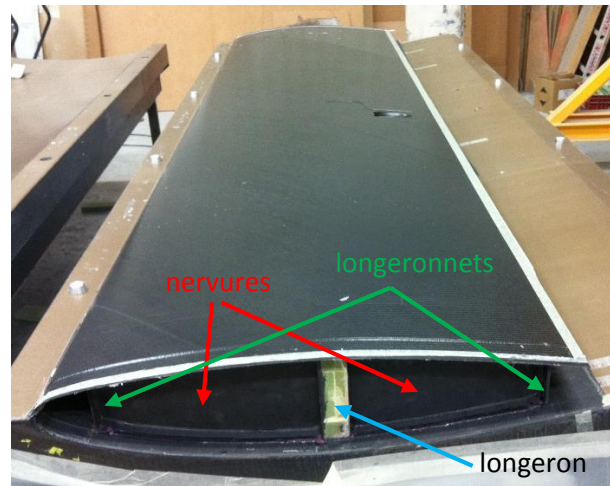


Figure I-2 : Aile de l'E-Fan 1.0 avec une architecture classique

Cette voilure en matériaux composites renforcés de fibres de carbone (CRFC) a bénéficié de procédés de fabrication de haute technologie puisqu'elle est composée de pré-imprégnés et a été cuite en autoclave. L'aile a de plus été optimisée afin de l'alléger au maximum avec une prise en compte dès le début de la conception des spécificités de fabrication des CRFC. L'aile de l'E-Fan 1.0 constitue alors une bonne base de comparaison pour juger des performances d'un nouveau type de voilure, les voilures en caisson creux.

## I.2.2 Aile caisson

L'allègement des structures se fait grâce à l'utilisation de matériaux composites plus coûteux en matière première et en mise en œuvre ainsi que par une optimisation du dimensionnement. Cette optimisation nécessite une revue de conception intégrant directement les contraintes géométrique et de mise en œuvre.

Les ailes d'avion sont composées d'innombrables pièces qui doivent être assemblées. L'assemblage des pièces reste une difficulté à franchir pour faciliter l'utilisation des matériaux composites quel que soit le domaine. Les colles ont progressé et permettent d'assurer la transmission des efforts mais la qualité du collage est très dépendante de la préparation des surfaces et ne peut être précisément mesurée que par essai destructif. Ces assemblages peuvent également être réalisés par rivetage ce qui nécessite de percer les pièces et donc de les affaiblir. En plus des inconvénients que présentent ces deux techniques d'assemblage, elles demandent toutes deux plusieurs opérations donc du temps et de la main d'œuvre. C<sup>3</sup>Technologies, une entreprise de production de pièces de haute technologie principalement pour le nautisme de compétition, a développé une méthode de fabrication spécifique pour les foils. Ces pièces sont fabriquées sous forme d'un caisson creux sur la totalité de leur envergure avec un nombre d'étapes de fabrication très réduit. La problématique d'assemblage des différentes pièces disparaît alors rendant cette technique très avantageuse. Ce caisson creux est en réalité constitué d'une multitude de caissons parallèles (Figure I-3).



Figure I-3 : Photo d'un foil avec une construction en caisson creux

Ces caissons sont fabriqués grâce à une méthode qui limite au maximum le nombre de cuissons. Le drapage est donc effectué dans un moule lui-même réalisé en CRFC avec une matrice organique haute température afin de supporter une multitude de cycles en autoclave. Le matériau du moule permet d'avoir un coefficient de dilatation thermique très faible proche de celui des pièces, les dimensions finales des pièces sont alors quasiment conformes à celles attendues. Ce moule est extérieur, ainsi la forme hydrodynamique ou aérodynamique est directement obtenue et la pièce ne nécessite aucune retouche. De plus, avec une bonne préparation du moule, l'état de surface de la pièce est lisse ce qui favorise l'écoulement du fluide à sa surface. Ainsi, la pièce est prête à être peinte pour la protéger du milieu extérieur. L'unique cuisson du caisson creux est effectuée en autoclave afin de maximiser la qualité et la répétabilité de la pièce finale. La méthode de fabrication de la voilure caisson ne sera pas développée davantage dans ce manuscrit (confidentiel).

Cette méthode de fabrication permet la réalisation d'une grande variété de pièces tant au niveau de leur forme extérieure que de leur structure interne. La forme extérieure peut présenter une courbure comme sur la Figure I-3 et avoir un profil constant ou variable. Les possibilités de la structure interne sont aussi vastes que pour la forme extérieure. L'épaisseur de toutes les parties du caisson sont libres et peuvent être modifiées autant de fois que voulu dans l'envergure comme dans la corde. Les différentes parties peuvent être uniquement monolithique ou bien être en sandwich. Enfin, le nombre et la position des voiles, partie verticale qui transmet la charge entre l'intrados et l'extrados l'aile, sont libres et peuvent varier suivant l'envergure de la pièce.

Les foils sont des pièces similaires en forme et en fonction aux ailes d'avion et subissent des charges très importantes. Un projet est alors né de la volonté de transposer cette méthode de construction et la méthode de fabrication idoine à l'aéronautique. Dans ce domaine, le rapport entre les efforts appliqués à la structure et les dimensions est très différent ce qui induit des changements importants dans la conception. Ces changements modifient également les modes d'endommagement de la structure. Le passage à une nouvelle architecture pose de nombreuses interrogations sur le comportement mécanique de l'aile qui diffère de celui d'une voilure d'architecture caisson et de celui d'un foil. Ce comportement doit pourtant être maîtrisé afin de permettre une bonne connaissance de ces voilures. En effet, les normes aéronautiques pour l'aviation légère imposent qu'un longeron, au minimum, reprennent intégralement les efforts de flexion dans les ailes. Les voilures caissons ne possèdent pas, à proprement parler, de longeron et les efforts sont principalement supportés par les peaux. Le comportement mécanique doit donc être connu et prédit par calcul afin de démontrer la faisabilité d'une telle voilure aux agences de certification.

### **I.2.2.1 Réduction de masse**

Dans une structure, le gain de poids est réalisé par deux techniques distinctes. La première méthode consiste à remplacer le matériau constitutif par un matériau avec de meilleures propriétés spécifiques tandis que la seconde, consiste à optimiser la structure. Ces deux méthodes sont très souvent couplées. Dans tous les cas, un long travail de conception et de dimensionnement est nécessaire. Actuellement, les matériaux composites à fibres de carbone sont les matériaux qui présentent un des meilleurs compromis entre propriétés spécifiques et coût. La recherche du gain de masse dans des structures en CRFC impose alors une optimisation du nombre et de l'orientation des plis en chaque point de la structure.

Ce type d'optimisation des structures composites poussent souvent à l'utilisation d'épaisseurs très faibles qui présentent alors une rigidité en flexion basse. Dans le cas où la partie ayant ce type d'épaisseur est sollicitée en compression, le risque de flambage prématuré devient très élevé. Le flambage étant une instabilité mécanique, son apparition lors d'un chargement peut être critique pour la structure. Le dimensionnement doit donc tenir compte de ce cas. Il est généralement nécessaire d'augmenter le moment quadratique de la section avec une prise en masse minimale afin de garantir la perte de masse. Comme expliqué au paragraphe I.2.1, deux méthodes sont disponibles. La première consiste à ajouter des lisses dans les différentes parties du caisson creux ce qui complique sa forme, notamment pour l'intégration des réservoirs. La deuxième méthode est d'ajouter une âme dans les peaux et ainsi créer un matériau sandwich. Les matériaux d'âme ont des propriétés mécaniques faibles mais ont une densité basse. Cette méthode est choisie puisque la fabrication de la voilure est plus aisée et permet d'obtenir une section interne constante pour le stockage de l'énergie. Le sandwich présente en revanche une difficulté de calcul notamment pour les calculs de flambage. Les méthodes éléments finis industrielles utilisent des lois qui peinent à tenir compte du comportement transverse or celui-ci prend une importance capitale dans les sections sandwichs [PEN12].

L'optimum le plus complexe à déterminer lors du dimensionnement d'une voilure caisson concerne le nombre et l'emplacement des voiles dans la corde de l'aile. En effet, les voiles servent à transmettre les efforts entre les parties intrados et extrados du caisson qui, elles, fournissent la rigidité en flexion à l'aile. Les voiles créent également des caissons avec les peaux qui donnent sa rigidité en torsion à l'aile. Leur positionnement revêt donc une importance primordiale dans le comportement final de l'aile. L'optimum est donc fonction du comportement souhaité de l'aile ainsi que des différents chargements qui interviennent. Ces chargements sont très variés suivant les manœuvres qu'effectue l'avion, le type de vol et le milieu extérieur. Les variations se font au niveau de l'intensité de l'effort comme sur le lieu de la résultante. Le besoin de rigidité de l'aile est alors un compromis à trouver entre ces chargements et leur importance par rapport à la qualité du vol de l'avion. Un dernier paramètre intervient sur le positionnement du voile le plus proche du bord de fuite de l'aile ainsi que sur la rigidité en torsion nécessaire. Les gouvernes, de par leur taille, imposent le lieu sur la corde de l'aile du dernier voile. Elles induisent également des efforts ponctuels sur ce voile qui produit une torsion dans l'aile. Les gouvernes nécessitent également le découpage des voiles et de la peau de la voilure. Ces trous sont obligatoires pour permettre le passage de la tringlerie qui actionne les gouvernes et pour permettre l'entretien et le contrôle de cette tringlerie. L'ensemble de ces paramètres rend la conception plus complexe par rapport à une voilure

d'architecture classique puisque les modifications locales interviennent globalement par le plus faible découplage des fonctions des composants internes.

### **I.2.2.2 La problématique de la tenue mécanique**

Les structures caissons ne sont actuellement couramment employées que dans les foils de bateau de compétition. Une forme plus simple de caisson devient courante, il s'agit des poutres caissons. Ces poutres, formées d'un unique caisson, constituent une âme très rigide en flexion et en torsion. Ce type de pièces en matériaux composites se généralise pour créer un noyau dans les structures de grandes longueurs comme les pâles d'hélicoptère, les pâles d'éolienne ou encore les ailes d'avion. Du fait de l'utilisation restreinte du caisson creux, les modes de dégradation et de ruine de ce type de structure ne sont pas tous maîtrisés surtout au niveau des liaisons internes. Dans le cadre de ce travail qui a pour but de transposer la construction caisson des foils de bateaux aux voilures d'avions légers, des changements importants doivent être réalisés dans la géométrie du caisson. En effet, le rapport entre les charges et les dimensions est très différent, la construction monolithique qui constitue habituellement les foils de bateau est remplacée par des sections en sandwich composite. La dégradation d'une structure sandwich caisson avec la technique spécifique de fabrication est alors inconnue. Si le comportement de plaques sandwich composite a déjà été bien étudié dans la littérature, les liaisons en T de ce type ont fait l'objet de moins de travaux et leur comportement dépend fortement de la technologie de fabrication employée. Pourtant ces liaisons ont un rôle majeur dans le comportement mécanique de la voile. L'appréhension des modes d'endommagement des liaisons afin de prédire le comportement et la tenue d'un caisson sous chargement mécanique revêt donc un caractère important. Afin de comprendre le comportement de la voile caisson, un travail sur plusieurs échelles de la structure doit être mené en portant l'attention principalement sur la particularité de ce type de voile, la liaison voile-peau.

Avant de rentrer en détails dans l'analyse multi-échelle de l'aile caisson, les cas de charge qui s'exercent sur une voile d'avion léger tel que l'E-Fan 1.0 sont à déterminer. L'ensemble des chargements d'une aile est défini par une distribution spatiale de pression répartie sur toute la surface, et il est aussi introduit ponctuellement au niveau des gouvernes ou du saumon. Les cas de charge sont complexes et variables, la combinaison des répartitions de pression et d'efforts ponctuels induits varie en fonction de la manœuvre qu'effectue l'avion. Cette combinaison implique un champ de contraintes et un mode de déformation pour chaque cas de charge sans même considérer les effets inertiels. De plus, une aile d'avion est une structure de grandes dimensions relativement souple dans laquelle les déformations modifient les chargements locaux notamment avec des ailes caissons. Dans ce contexte il faut définir le chargement caractéristique ou critique que subit l'aile parmi la multitude de situations qui peuvent exister. Ce chargement sera choisi pour la suite de l'étude.

A partir du chargement extrême de l'aile, des premiers calculs à l'échelle macroscopique sont réalisés pour concevoir et dimensionner une voile. Une aile, même pour un avion de cette taille, est une grande structure, la voile caisson est alors modélisée en coques. Ce modèle est composé schématiquement de plaques liées entre elles par des liaisons en forme de T. Le comportement de ces plaques est difficile à modéliser puisque l'ensemble de la voile caisson est réalisé à base de sandwich avec une âme en nid d'abeille nomex. Si le calcul de plaque monolithique est connu, le

calcul numérique de sandwichs pose plusieurs difficultés du fait de leur cinématique particulière pas toujours prise en compte de manière satisfaisante dans les éléments finis classiques des codes industriels. De nombreuses théories ont été développées afin d'améliorer les résultats dont les théories d'ordre élevé en zigzag [KUM13] par exemple. Ce type de théorie améliore sensiblement la précision des calculs pour des plaques de faibles dimensions par rapport à l'épaisseur. Dans le cas contraire, des théories classiques permettent tout de même une bonne approximation de la cinématique. Comme les ailes d'avion possèdent des panneaux de grandes dimensions, la difficulté du calcul mécanique de sandwichs provient du comportement hors plan à proximité des liaisons. La théorie des coques ne schématise pas ce comportement, le modèle d'aile caisson ne permet donc d'obtenir qu'une cinématique globale. Il est possible de palier à ce manque par le changement d'échelle (submodeling sous ABAQUS) ou la modélisation locale en 3 dimensions. Dans un premier temps, seul un modèle en coques est réalisé pour obtenir une schématisation du comportement global de l'aile. Les dimensions des sections du modèle sont suffisamment grandes par rapport à leur épaisseur pour utiliser une théorie classique de plaques épaisses. Un coefficient de cisaillement transverse est ajouté pour améliorer les résultats en tenant compte d'une meilleure représentation du gauchissement transverse.

Dans le cas de l'aile de l'E-Fan 1.0, le principal constituant matériau est le composite à fibres de carbone et matrice époxy. Ce type de matériau a déjà fait l'œuvre de très nombreux travaux disponibles dans la littérature. Des modèles de sophistications variables permettent de tenir compte de plus ou moins de phénomènes microscopiques. Il est alors possible de choisir en fonction de son application la précision mais aussi la lourdeur des calculs qui l'accompagne. Bien que le contexte industriel pousse à employer des modèles d'une faible complexité, la création de ces modèles nécessite néanmoins une identification fine du comportement mécanique des matériaux.

Une fois le comportement global de la voilure appréhendé, la mécanique des liaisons en T est analysée à l'échelle de la semi-structure. Ce type de liaison composite en forme de T a fait l'objet de nombreux travaux disponibles dans la littérature dans le but d'identifier les modes de dégradation et le comportement jusqu'à rupture. Ce type de semi-structures est employé dans deux domaines en particulier, le nautisme et l'aéronautique. Les liaisons entre la coque et le pont ou entre la coque et les cloisons dans les bateaux présentent une forme en T [SHE95]. Elles sont le plus souvent réalisées par sur-stratification sur des pièces déjà réticulées à cause de leur taille. Les liaisons en T sont également présentes dans les foils de la Figure I-3. La qualité et la méthode de fabrication sont dans ce cas beaucoup plus proches de l'objet d'étude. L'aéronautique emploie depuis peu un type de structure qui présente une liaison en forme de T [HEL12]. La technologie de fixation des lisses et raidisseurs a été modifiée suite au passage aux structures composites. Jusqu'ici réalisée par rivetage avec les pièces métalliques, les renforts font maintenant partie intégrante de la pièce finale grâce à la cuisson. Ces utilisations, malgré la forme générale de la liaison et des modes de sollicitation proches, présentent de nombreuses différences notamment au niveau de leur micro/mésostructure. Ces particularités influencent fortement l'endommagement des semi-structures et rendent le comportement de chaque liaison unique. L'ensemble des travaux effectués sur pièce en T montre que la qualité de fabrication et des essais pilotent les résultats, la prédiction est très difficile [ORI08-2]. La première étape de l'étude de ces semi-structures consiste à faire la transition entre les deux échelles. Le chargement critique que subit l'aile lors d'un virage à grande vitesse est appliqué sur le modèle numérique global. Ce cas permet d'identifier les modes de déformation principaux que subissent les différentes liaisons sur l'ensemble de l'envergure de la voilure. Des éprouvettes

représentatives de la liaison sont alors développées et optimisées afin de supporter les modes identifiés. Ces éprouvettes sont ensuite testées selon les modes de l'aile, une métrologie et une méthode d'essai ont alors été développées spécifiquement. Ainsi, le comportement sur la totalité de la durée de vie est caractérisé. Un modèle numérique représentatif de ces essais est alors construit en trois dimensions avec le modèle d'endommagement simple élaboré. L'intérêt est de modéliser le plus fidèlement possible le comportement dans le plan et hors plan. Dans leur étude, Orifici et al. [ORI08-2] montrent que la modélisation doit représenter finement les conditions aux limites et la géométrie de l'essai pour permettre une corrélation satisfaisante avec un modèle numérique. Les liaisons en forme de T, quelle que soit la méthode de fabrication et les matériaux, s'endommagent par fissuration interlaminaire ou intralaminaire. La modélisation du comportement doit prendre en compte cet endommagement afin d'être prédictif. Deux méthodes sont particulièrement utilisées dans la littérature : les éléments cohésifs [CHE09] qui imposent le chemin de fissuration et la fissuration virtuelle [HOS06] qui s'en affranchit mais demande des calculs plus lourds. La modélisation des éprouvettes technologiques est affinée par corrélation avec les essais.

La connaissance du comportement local des différents composants de la voilure et le modèle numérique des éprouvettes technologiques permettent de remonter à l'échelle macroscopique. Un modèle rhéologique de la liaison en T peut être construit et intégré dans un modèle complet de la voilure. Ce modèle rhéologique permet de réduire le temps de calcul au maximum tout en offrant une prédiction raisonnable du comportement et de la tenue d'une aile caisson dans un contexte industriel. La qualité de ce modèle doit être finalement validée par un essai d'une voilure caisson. A terme, la compréhension poussée et la confiance obtenue dans le dimensionnement permettront de démontrer la faisabilité de ce type de structure à la DGAC (Direction Générale de l'Aviation Civile), organisme français de certification, et peut-être d'obtenir une validation de cette architecture sans quoi ce type d'aile ne pourra pas voler.

Ce manuscrit est donc articulé autour de quatre chapitres. Tout d'abord, les différents cas de charge qui s'appliquent sur une aile d'avion de ce type sont décrits et le calcul du chargement critique est détaillé. La conception et le dimensionnement d'une voilure caisson sont ensuite expliqués, les performances calculées sont alors comparées avec celles de l'aile en architecture classique. Dans le deuxième chapitre, le comportement des matériaux constitutifs de l'aile est identifié puis modélisé. L'ensemble des techniques mises en place pour ces essais sont décrites, les résultats et leur interprétation sont également donnés. Le troisième chapitre décrit la conception des éprouvettes technologiques et de leurs essais. Les résultats de ces essais sont ensuite présentés et analysés avec une attention particulière sur les modes de dégradation. La métrologie mise en place pour suivre l'évolution de l'endommagement est bien évidemment décrite, elle s'appuie sur la technique de tomographie. Un modèle numérique représentatif est alors élaboré pour appréhender la liaison en T. La corrélation entre les essais sur éprouvette technologique et ce modèle est évaluée et critiquée. La création du modèle phénoménologique clôt donc cette partie. Le dernier chapitre aborde la validation du modèle construit pour l'aile caisson.



## II. Conception d'une aile caisson

### II.1 Contexte

La conception d'une aile caisson est radicalement différente d'une aile classique. En effet, l'aile caisson est constituée d'une unique pièce qui doit supporter l'ensemble des efforts extérieurs qui s'exercent sur elle. Chaque partie de l'aile participe alors à la reprise de toutes les sollicitations, il est donc impossible de découper et séquencer le dimensionnement comme dans une voilure classique. L'optimisation est d'autant plus compliquée que chaque changement impacte le comportement global. La Figure II-1 présente un schéma de la stratification et de la technologie de construction de la voilure caisson. La représentation est simplifiée et indique uniquement le principe de construction de la voilure. Le nombre de plis dans chaque direction est libre de même que le nombre de voiles. Dans cette architecture, les plis Ud (unidirectionnels) dans le plan du schéma servent à rigidifier et reprendre les efforts tranchants entre les peaux de l'aile. Les plis Ud normaux au plan de la figure et situés dans les peaux donnent la majeure partie de la rigidité de flexion à la voilure. Les plis tissés à  $\pm 45^\circ$  forment des bouclages à l'intérieur de chaque caisson et à l'extérieur de l'aile afin de reprendre les efforts de torsion. En fonction de la taille de la voilure et des efforts que celle-ci doit supporter, une âme légère peut-être ajoutée dans la peau et/ou les voiles. Cette âme, en augmentant le moment quadratique des sections, permet de limiter les risques de flambage de ces parties et rigidifie légèrement plus l'aile en torsion.

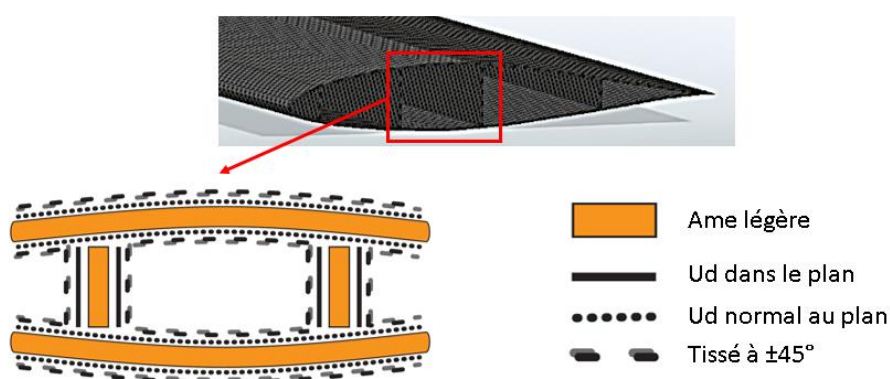


Figure II-1 : Schématisation de la structure et de la stratification définie pour l'aile caisson

Bien que la voilure caisson ne respecte pas l'un des points principaux des normes aéronautique, à savoir de posséder un longeron qui supporte seul les efforts de flexion, le dimensionnement est réalisé dans le respect de la norme CS-VLA et de l'AMC572 de la CS23 concernant les matériaux composites. Afin de dimensionner la voilure caisson, la première étape consiste à déterminer les efforts extérieurs qui s'appliquent sur celle-ci. Cette étape nécessite de faire l'inventaire puis de calculer l'ensemble des chargements. La validation pour le vol et la certification de l'aile n'étant pas l'objectif principal de ce travail, seul le chargement le plus sévère est pris en compte dans un premier temps pour le calcul de la voilure. Le modèle numérique de l'aile caisson est ensuite construit et le dimensionnement effectué. Ce modèle permet de réaliser une première comparaison du comportement et des performances entre les architectures classique et caisson.

### II.1.1 Cas de charge d'une aile d'avion

En service, une aile d'avion est soumise à différents cas de charge résultant des efforts aérodynamiques sur son profil et des mouvements des gouvernes ainsi que de l'avion. En pratique, quatre cas de charge sont vérifiés lors du dimensionnement d'un avion :

- chargement à incidence de décrochage positive et vitesse élevée,
- chargement à vitesse maximale et incidence moyenne,
- chargement de type rafale,
- chargement lors d'un coup d'aileron.

Les cas de charge les plus classiques à calculer sont le chargement à vitesse maximale et incidence moyenne ainsi que le chargement à incidence de décrochage et vitesse élevée. L'incidence est l'angle formé par la corde de référence du profil et le vecteur vitesse du vent relatif. L'E-Fan 1.0 est un avion destiné à la voltige, la norme lui impose des facteurs de charge maximum de +6g et -3g. Le facteur de charge est le rapport entre le poids apparent notamment fonction de l'inertie et le poids réelle. En aéronautique, il est couramment exprimé comme un facteur multiplicatif de l'accélération de la pesanteur. Dans un premier temps, l'aile est dimensionnée de manière symétrique, c'est-à-dire que les épaisseurs de composite sont les mêmes sur la peau extradorsale et la peau intrados de l'aile. Le dimensionnement peut donc se faire uniquement pour le cas de +6g. Le chargement est calculé à l'incidence de décrochage du profil d'aile.

Le chargement de type rafale nécessite l'enveloppe de vol complète qui n'est pas disponible pour l'E-Fan 1.0. Les facteurs de charge calculés par les chargements de type rafale servent à limiter le domaine de vol en réduisant les facteurs de charges atteignables notamment aux basses vitesses. De plus, la criticité des rafales provient de leur caractère périodique qui influe sur le flutter, un phénomène aéroélastique instable qui conduit à la rupture de l'avion. L'aile de l'E-Fan est uniquement calculée en statique, les rafales ne seront donc pas prises en compte dans le dimensionnement de la structure.

Le chargement lors d'un coup d'aileron consiste en une augmentation ou diminution de la portance au bord de fuite de l'aile due au braquage d'un aileron. Ce chargement induit une torsion importante dans l'aile. Il est très difficile de connaître le champ de pression qui s'applique sur un aileron suite à son braquage d'un grand angle, une méthode analytique est couramment utilisée dans l'aviation légère pour le dimensionnement. Cette méthode est validée par la DGAC, organisme certificateur français.

Une aile d'avion est également sensible à plusieurs couplages entre la réponse mécanique de la structure et son aérodynamique à tout instant, ce couplage est appelé aéroélasticité. En effet, lorsque l'aile se déforme, cela peut induire une modification de son profil aérodynamique ou bien de son incidence. Ces phénomènes changent l'efficacité de l'aile et peuvent être instables comme le flutter, amenant à la rupture de l'aile.

### II.1.2 Chargement à incidence de décrochage

Afin de gagner du temps lors de l'étape de conception et de dimensionnement des voilures qu'elles soient en architecture classique ou caisson, seul le cas de charge le plus critique est pris en compte.

Toutefois, l'ensemble des cas de charge serait à vérifier pour valider le dimensionnement. La situation critique correspond au chargement à incidence de décrochage positive et vitesse élevée. Le profil de répartition de pression sur l'aile n'est pas disponible dans les données accessibles du projet de l'E-Fan 1.0. Ce profil est alors déterminé par des calculs aérodynamiques.

### II.1.2.1 Détermination du coefficient de portance

Ces calculs sont réalisés en plusieurs étapes, à commencer par l'évolution du coefficient de pression sur le profil en deux dimensions de l'aile. Le logiciel libre XFLR5 a été choisi pour traiter le problème. Tout d'abord, la portance de l'aile se calcule au moyen de l'équation de sustentation :

$$F_{sustentation} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_p \quad \text{Éq II-1}$$

Où  $\rho$  est la masse volumique de l'air (égale à  $1,225 \text{ kg/m}^3$  dans ce problème);  $S$  est la surface d'une aile (égale à environ  $3,41 \text{ m}^2$ , surface de l'aile démontable hors saumon);  $C_p$  représente le coefficient de portance et  $V (\text{m.s}^{-1})$  la vitesse du fluide en amont du profil.

La formule précédente fait apparaître les inconnues du problème. La vitesse de l'avion n'est pas connue lors des manœuvres à 6g. Le coefficient de portance dépend de la vitesse ainsi que de l'incidence de l'aile qui est également inconnues en manœuvre. La force de sustentation est connue puisqu'elle est égale à la masse l'avion multipliée par le facteur de charge. Un balayage en incidence à une vitesse donnée et des itérations sont alors effectuées pour déterminer ce couple de valeurs.

L'aile étant rectangulaire, elle est modélisée en deux dimensions par son profil et son allongement est supposé infini. Pour que les calculs soient les plus réalistes possibles, le fluide est considéré visqueux, le logiciel prend alors en compte la couche limite. La méthode de calcul utilisée est la méthode directe, elle permet de calculer le coefficient de portance d'une aile en connaissant le profil. Le profil est un NACA modifié dont un schéma est donné Figure II-2.

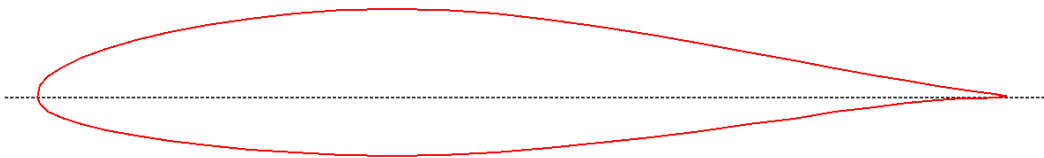


Figure II-2 : Profil de l'aile de l'E-Fan 1.0 modélisé sous XFLR5

Deux paramètres sont nécessaires pour réaliser les calculs de profil de pression sur une aile, la vitesse au moyen du nombre de Mach et le nombre de Reynolds. Ne connaissant pas la vitesse, des valeurs arbitraires sont rentrées pour le premier calcul de la méthode itérative. L'incidence donnant la portance maximale est également inconnue, les calculs se font donc en balayant entre 0 et 25° d'incidence. Les courbes de coefficient de pression obtenues ressemblent à celle de la Figure II-3. Celle-ci est obtenue à une incidence de 0° dans le premier cas de calcul avec  $Re=10^5$  et  $M=0,3$ .

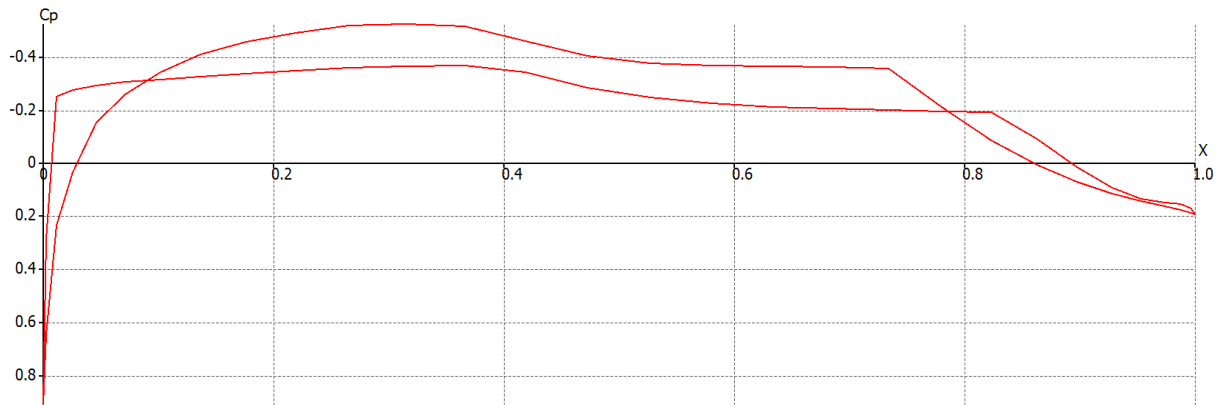


Figure II-3 : Courbe de coefficient de pression calculé sur le profil de l'E-Fan 1.0 à incidence nulle

Le calcul à différentes incidences permet d'obtenir une courbe donnant le coefficient de portance en fonction de l'incidence. Sur une aile, le coefficient de portance augmente avec l'incidence jusqu'à atteindre le décrochage, à partir de cette incidence, la portance chute brusquement. Le premier essai ayant des données choisies arbitrairement, l'évolution est instable et la courbe obtenue sur la Figure II-4 est difficilement interprétable.

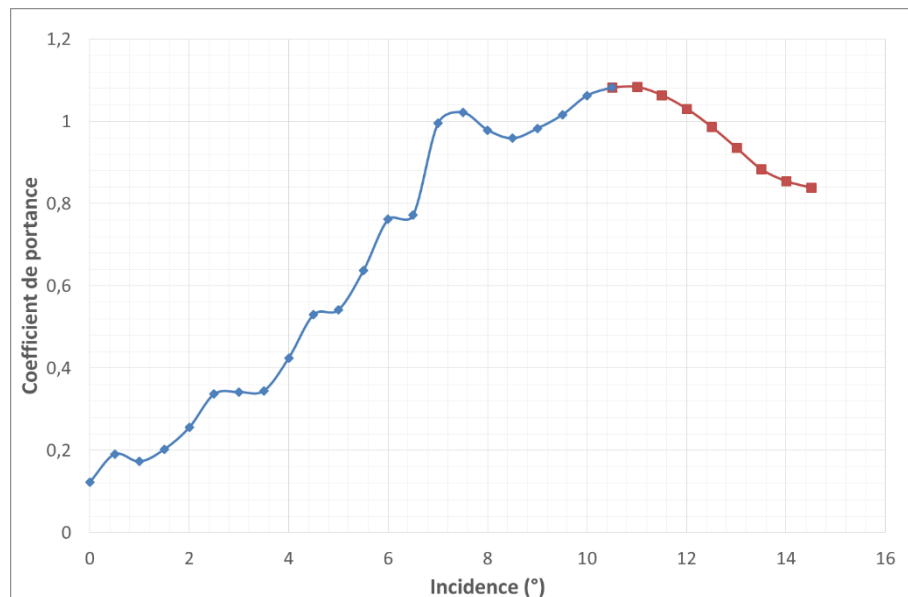


Figure II-4 : Coefficient de portance en fonction de l'incidence de l'aile de la première itération

Sur la courbe de la Figure II-4, le maximum n'est pas net et la chute de portance n'est pas franche mais le maximum est considéré à 11°. A cette incidence, le coefficient de portance vaut 1,084. Avec l'équation de sustentation, la vitesse est déterminée de la manière suivante :

$$V = \sqrt{\frac{2F_{sustentation}}{\rho S C_p}} \quad \text{Éq II-2}$$

Puis le nombre de Reynolds :

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu} \quad \text{Éq II-3}$$

Où  $\mu$  (Pa.s) est la viscosité dynamique du fluide et  $\nu$  ( $\text{m}^2.\text{s}^{-1}$ ) la viscosité cinématique.

Ces deux nouvelles valeurs de vitesse et de nombre de Reynolds permettent d'itérer le calcul afin d'atteindre la convergence. Celle-ci est considérée comme obtenue après la 4<sup>ème</sup> itération. L'incidence maximale est de  $20^\circ$  et le coefficient de portance 1,558. La vitesse à cette incidence est alors de  $55,05 \text{ m/s}$ , le nombre de Reynolds de 4 034 720 et le nombre de Mach 0,16. Ces valeurs sont caractéristiques de la voilure et sont adoptés pour la détermination des champs de pression. La courbe du coefficient de portance, une fois la convergence obtenue, est celle de la Figure II-5. Le maximum est cette fois plus marqué et la chute de portance à partir de ce maximum est beaucoup plus rapide. Quelques problèmes de convergence sous XFLR5 entraînent les points manquants sur la courbe.

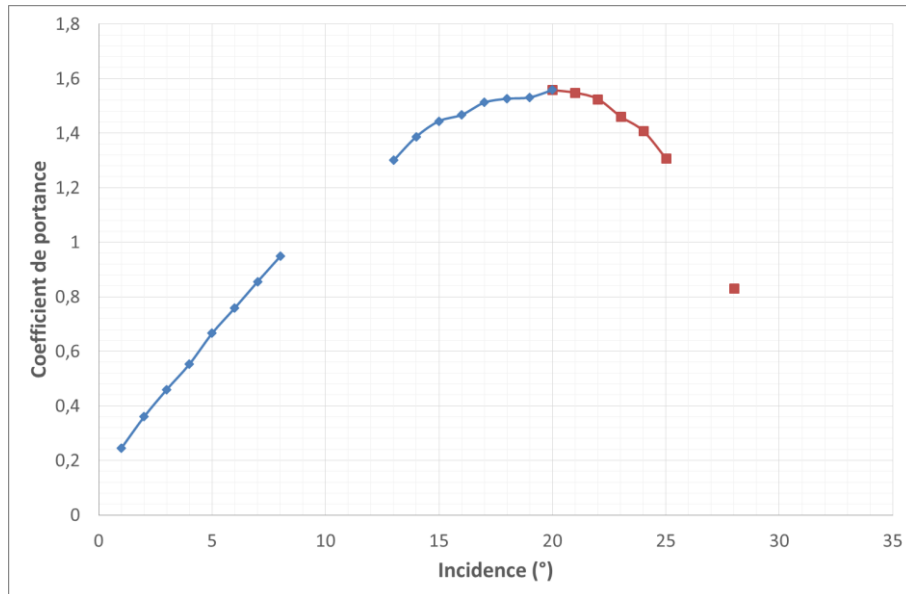


Figure II-5 : Coefficient de portance en fonction de l'incidence après convergence

Une fois que la vitesse et le nombre de Reynolds sont connus, le dernier calcul est réalisé afin d'obtenir la courbe de coefficient de portance sur l'aile.

### II.1.2.2 Détermination de la pression sur le profil

Une fois le coefficient de portance du profil, la vitesse et l'incidence connus, la deuxième étape consiste à déterminer la pression qui s'exerce en tout point du profil. Le logiciel XFLR5 est à nouveau utilisé pour cela en rentrant les paramètres qui viennent d'être obtenus.

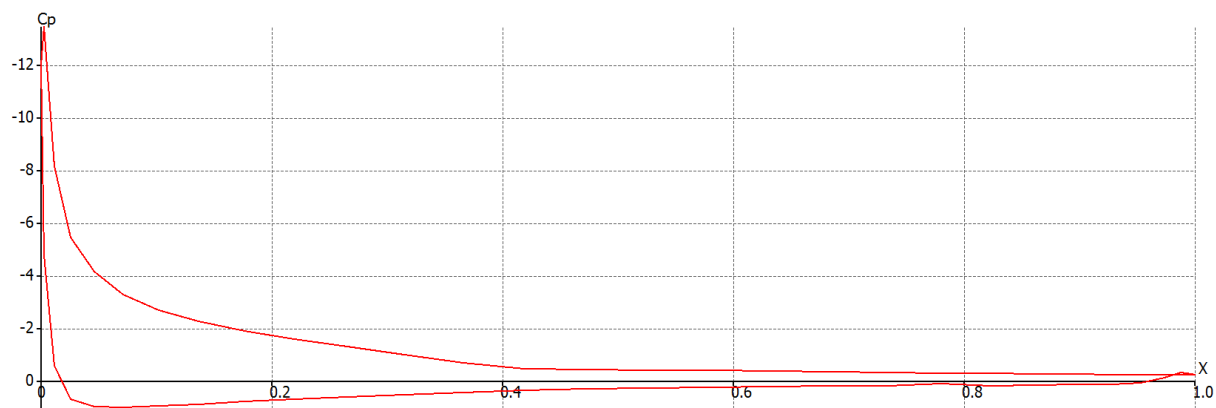


Figure II-6 : Coefficient de pression de l'aile de l'E-Fan 1.0 à  $20^\circ$  d'incidence

La courbe Figure II-6 donne le coefficient de pression sur l'intrados et l'extrados de l'aile. Une formule permet ensuite de calculer la distribution de pression sur le profil.

$$\Delta P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_p \quad \text{Éq II-4}$$

Une courbe similaire fonction de la pression sur le profil est ainsi créée. Celle-ci doit être interpolée pour connaître la valeur en chaque point du profil. La forme de cette courbe étant complexe, elle est découpée en plusieurs tronçons afin d'obtenir une bonne précision. Chaque tronçon est alors interpolé par un polynôme comme le montre la Figure II-7.

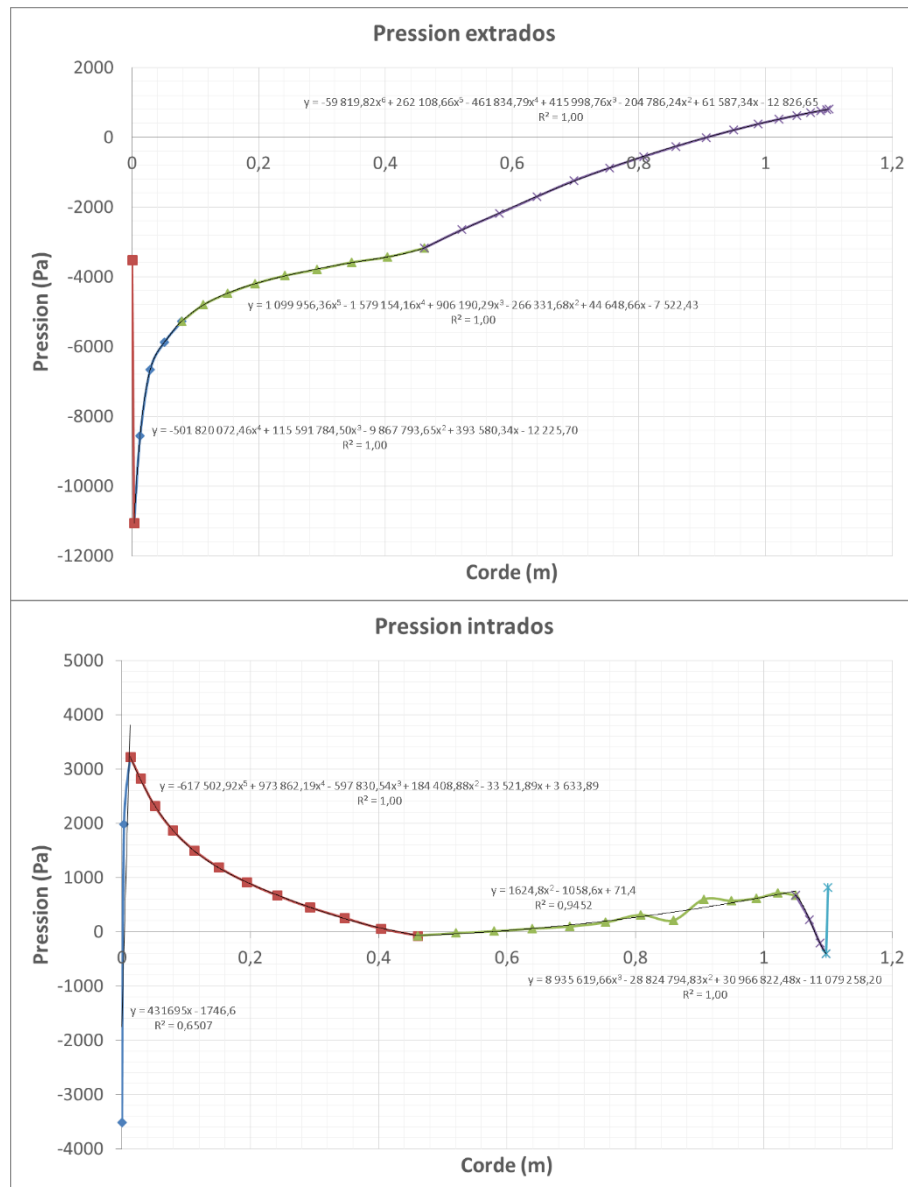


Figure II-7 : Profil de pression sur la corde de l'aile qui s'exerce sur l'extrados et l'intrados

Ces polynômes d'interpolation permettent d'implémenter dans un logiciel d'éléments finis une pression variable sur le profil de l'aile. La variation de cette pression selon l'envergure doit également être déterminée pour connaître le chargement complet de la voilure.

### II.1.2.3 Détermination de la pression sur l'envergure

L'E-Fan 1.0 possède une forme particulière pour son aile. En effet, celle-ci est rectangulaire dans sa partie démontable tandis que la partie fixe par rapport au fuselage est trapézoïdale. De plus, l'aile possède un saumon à son extrémité de grande dimension. Celui-ci est alors considéré comme un winglet par les normes puisqu'il apporte de la portance en plus de la réduction des tourbillons marginaux. Pour simplifier, la variation de pression le long de l'envergure de l'aile est approximée par une courbe elliptique sur la demi-envergure complète qui correspond à la répartition de pression d'une aile rectangulaire.

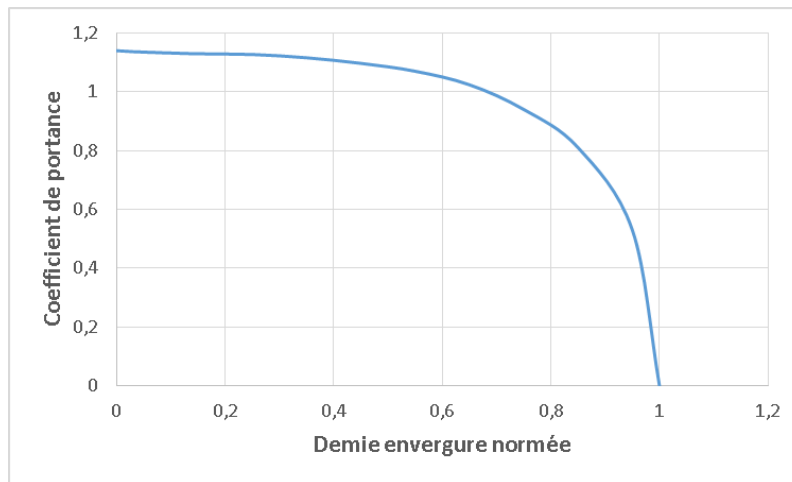


Figure II-8 : Répartition elliptique de la pression sur une aile en fonction de l'envergure

La masse de l'appareil est prise en compte, ainsi que le facteur de charge limite pour obtenir la répartition sur l'envergure. La masse de l'aile réduit la charge que celle-ci doit supporter par des effets d'inertie. Une décharge inertielle est alors calculée à partir d'une répartition linéique de la masse de l'aile. Ce travail étant antérieur aux calculs mécaniques, la masse de l'aile est une hypothèse réaliste et la répartition de cette masse suivant l'envergure est approximée par une fonction linéaire.

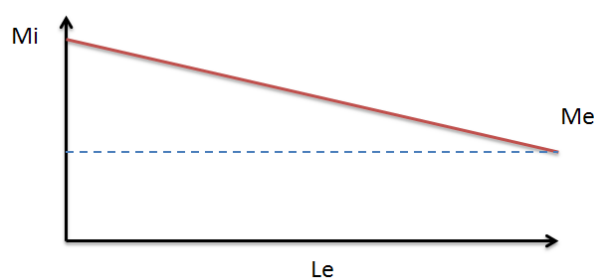


Figure II-9 : Répartition de masse de l'aile selon l'envergure

$$\frac{Mi + Me}{2} \times Le = n \times Ma \times g \quad \text{Éq II-5}$$

Où  $Mi$  (kg) masse à l'emplanture,  $Me$  (kg) masse au saumon,  $Le$  (m) demi-envergure,  $n$  facteur de charge,  $Ma$  (kg) masse totale de l'aile,  $g$  ( $m.s^{-2}$ ) intensité de la pesanteur.

Un rapport de masse entre l'emplanture et le saumon de 2,9 a été choisi arbitrairement pour réaliser un premier dimensionnement. Avec ce rapport, les masses à l'emplanture et au saumon sont déterminées, la répartition de charge selon l'envergure est alors la suivante :

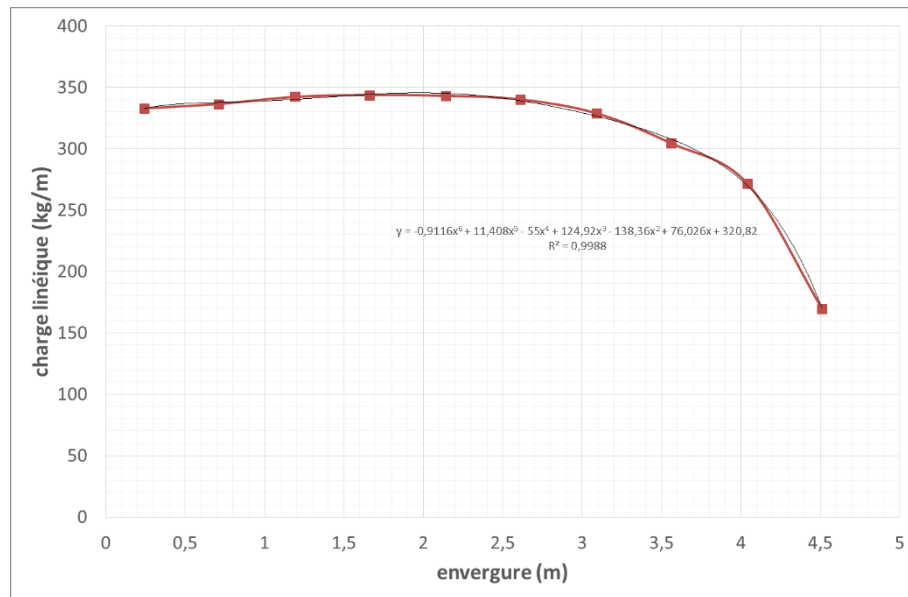


Figure II-10 : Répartition de charge selon l'envergure sur l'E-Fan 1.0 avec décharge inertielle

La répartition de pression sur l'aile de l'E-Fan 1.0 est alors une multiplication entre les courbes de la Figure II-7 qui définissent la répartition selon la corde et la Figure II-10 qui donne la variation selon l'envergure.

### II.1.3 Chargement à vitesse maximale

Le chargement à vitesse maximale  $V_{NE}$  se calcule par méthode itérative afin de déterminer le couple nombre de Reynolds et vitesse ainsi que l'incidence donnant la portance nécessaire (cf. paragraphe II.1.2.1). Dans cette configuration, la vitesse de l'appareil est connue puisque celle-ci est fixée par le cahier des charges. La  $V_{NE}$  (vitesse à ne pas dépasser) de l'E-Fan 1.0 est de 260 km/h, cette donnée permet de calculer le nombre de Reynolds et le nombre de Mach du flux d'air sur l'aile. Ces valeurs, nécessaires au calcul aérodynamique, permettent de réaliser un balayage en incidence pour trouver le coefficient de portance nécessaire. Dans cette configuration, contrairement au II.1.2.1, aucune itération n'est nécessaire puisque la valeur cible de  $C_p$  est calculée analytiquement grâce à l'Éq II-1, les données d'entrée étant connues. Le balayage en incidence permet de déterminer l'incidence produisant la portance nécessaire de  $7,5^\circ$ .

### II.1.4 Le coup d'aileron

Dans l'aviation légère, le coup d'aileron n'est pas déterminé par un calcul aérodynamique ou par des essais en soufflerie qui sont trop coûteux. Le coup d'aileron est déterminé grâce à une formule empirique conservatrice qui est dépendante principalement du rapport entre les dimensions de l'aile et celles de l'aileron. Le chargement ainsi calculé correspond à une surcharge de la voilure qui rend le cas de vol dissymétrique, c'est-à-dire que les deux ailes n'ont pas la même portance. Cette surcharge s'ajoute à 75 % de la charge maximale en vol symétrique.

La première étape consiste à calculer la variation de portance  $\Delta C_z$  apportée par le braquage de l'aileron.

$$\Delta C_z = \beta \left( \frac{0,095 \cdot \lambda \cdot m}{\lambda + 1,73} \right) \quad \text{Éq II-6}$$

Où  $\beta$  (°) est l'angle de braquage,  $\lambda$  l'allongement et  $m$  exprimé par :

$$m = \frac{4}{\pi} \sqrt{\sigma} (1 - 0,215\sigma) - 0,005\beta \quad \text{Éq II-7}$$

$\sigma$  est la profondeur relative, elle se calcule par le rapport des surfaces d'aileron et d'aile. L'équation de sustentation permet d'obtenir la variation de portance due au braquage de l'aileron :

$$\Delta R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_1 \cdot V_A^2 \cdot \Delta C_z \quad \text{Éq II-8}$$

Où  $S_1$  est la surface de l'aile et  $V_A$  est la vitesse maximale de manœuvre.

La forme de la répartition de pression supplémentaire apportée par l'aileron est définie sur la Figure II-11. Cette forme est une répartition mathématiquement approchée de répartition réelle.

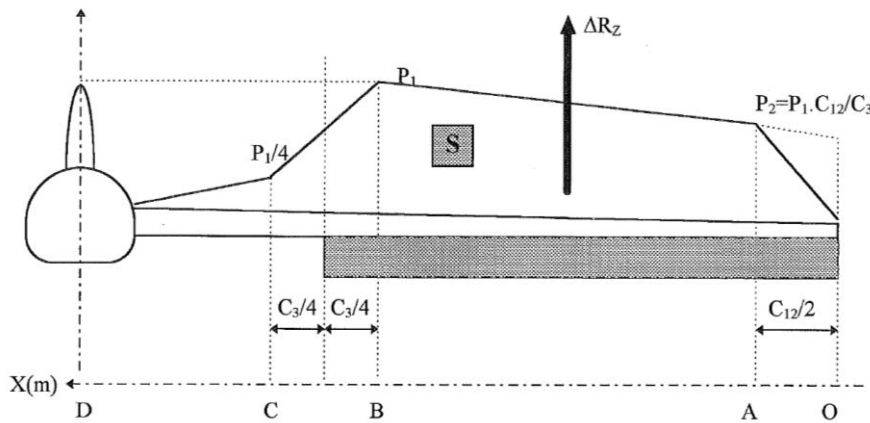


Figure II-11 : Schématisation de la répartition de portance apportée par le braquage d'un aileron [FEK]

L'aire sous la courbe vaut le supplément de portance, la répartition se calcule alors aisément en utilisant les dimensions de l'aile. Bien que le braquage se fasse du même angle en positif et en négatif sur l'E-Fan 1.0, le supplément de portance apporté est très différent dans les deux cas comme le montre la Figure II-12.

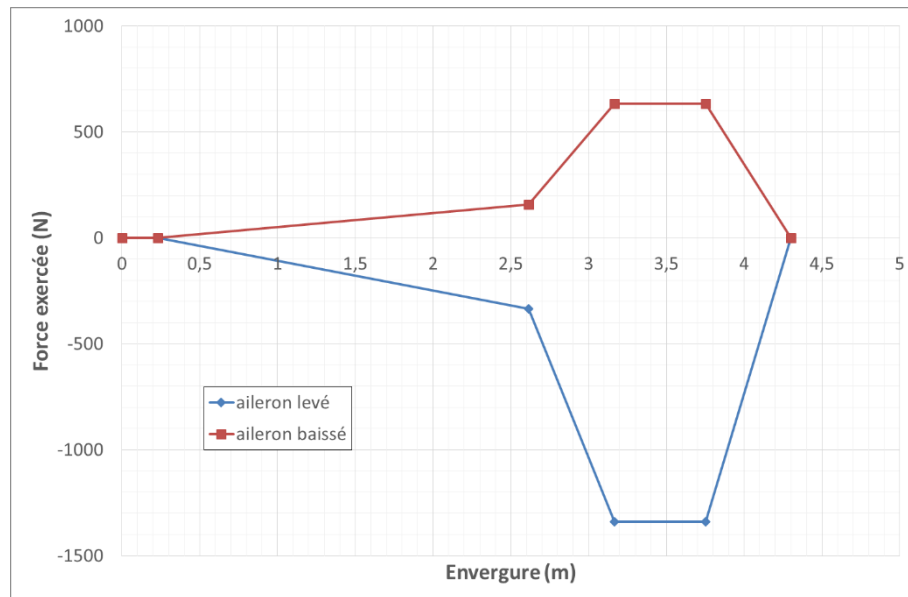


Figure II-12 : Supplément de portance apporté par le braquage d'un aileron

Le coup d'aileron induit un chargement important à l'arrière de l'aile provoquant une torsion. Ce cas de charge doit être pris en compte dans le dimensionnement de la voilure. Toutefois, dans les calculs préliminaires pour comprendre le comportement mécanique de l'aile, ce chargement ne sera pas pris en compte.

## II.1.5 Phénomènes aéroélastiques

L'aéroélasticité d'une aile amène à deux types de problèmes distincts. Le premier problème est statique, il conduit à une perte d'efficacité de la voilure. Le second est beaucoup plus critique, il s'agit d'un phénomène dynamique divergeant. Ces deux phénomènes conduisent soit à la perte de contrôle de l'avion soit à la perte de l'avion, il est donc nécessaire de vérifier que le dimensionnement de la voilure empêche leur apparition dans le domaine de vol.

### II.1.5.1 Aéroélasticité statique

Deux phénomènes aéroélastiques sont susceptibles d'intervenir sur l'aile de l'E-fan 1.0 de manière statique. Ces problèmes ont des tendances divergentes dans le cas d'une aile trop souple.

#### II.1.5.1.1 Divergence en torsion de l'aile

Ce problème est le plus courant pour une aile d'avion qui est très effilée. En effet, du fait de son aérodynamisme, une aile d'avion a généralement sa résultante en portance entre le bord d'attaque et le centre de torsion (Figure II-13). Ce positionnement de la résultante induit une torsion de l'aile, donc une augmentation de l'incidence ce qui conduit à une augmentation de portance. Cet accroissement de portance provoque alors une torsion supplémentaire de l'aile et ainsi de suite.

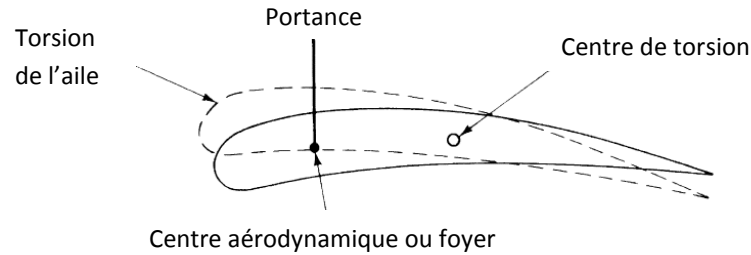


Figure II-13 : Schématisation de la divergence en torsion d'une aile [MEG07]

Pour une aile suffisamment rigide, ce phénomène est stable pour chaque vitesse et induit une incidence plus grande en bout d'aile. En revanche, pour une aile trop souple, il existe une vitesse pour laquelle le phénomène conduit à une rupture de l'aile en torsion. Cette vitesse de divergence dépend uniquement de l'aérodynamique de l'aile et de sa rigidité.

$$V_d = \sqrt{\frac{2K}{\rho S e c (\partial C_L / \partial \alpha)}} \quad \text{Éq II-9}$$

Où  $K$  est la rigidité de l'aile en torsion,  $\rho$  la masse volumique de l'air,  $S$  la surface de voilure,  $ec$  la distance entre la résultante aérodynamique et le centre de torsion et  $\partial C_L / \partial \alpha$  la variation du coefficient de portance pour une augmentation de l'incidence.

#### II.1.5.1.2 Efficacité des gouvernes et inversion

Le second phénomène statique est la perte d'efficacité des gouvernes voire l'inversion de leur influence. Le braquage des gouvernes augmente ou diminue la portance d'une aile. Par exemple pour l'abaissement d'un aileron, le bord d'attaque a tendance à s'abaisser à cause de la torsion de l'aile. Cela diminue l'incidence de l'aile et réduit donc sa portance. Le braquage de l'aileron par rapport au flux d'air diminue également son angle étant fixe par rapport à l'aile, la gouverne devient donc moins efficace. Le taux de tonneau est alors diminué par rapport à une aile plus rigide.

Deux moments s'opposent sur l'aile, le moment dû à la portance aérodynamique modifiée par le braquage de l'aileron et le moment dû à la rigidité de l'aile. Le premier évolue avec le carré de la vitesse de l'avion tandis que le second est constant. L'efficacité de la gouverne diminue donc avec l'augmentation de la vitesse et ce jusqu'à la vitesse d'inversion d'aileron. A cet instant, le braquage d'aileron est rendu totalement inefficace par la déformation de l'aile. Comme pour le point de divergence, la vitesse d'inversion des gouvernes se calcule grâce aux propriétés aérodynamiques de l'aile et sa rigidité.

$$V_r = \sqrt{\frac{-K(\partial C_L / \partial \xi)}{\frac{1}{2} \rho S c (\partial C_{M,0} / \partial \xi) (\partial C_L / \partial \alpha)}} \quad \text{Éq II-10}$$

Où  $c$  est la corde de l'aile et  $\partial C_{M,0} / \partial \xi$  est la variation du moment exercé sur l'aile par le braquage de l'aileron.

L'efficacité de l'aileron est définie par les vitesses de divergence et d'inversion d'aileron.

$$Efficacité = \frac{1 - V^2/V_r^2}{1 - V^2/V_d^2}$$

Éq II-11

### II.1.5.2 Flutter

Le flutter est une instabilité dynamique d'une structure dans un écoulement. Par son caractère dynamique, il provoque des oscillations de certaines parties d'un avion, les ailes sont très sensibles à ce phénomène. Son apparition est conditionnée par le couplage entre les différents modes de déformations de l'aile et de son aérodynamique. En effet, une flexion pure d'une aile ne modifie pas le profil d'aile ni son incidence, la structure va amortir le mouvement. Dans le cas d'une torsion pure, cela revient au cas de la divergence en torsion de l'aile qui, comme expliqué au paragraphe II.1.5.1.1, est stable si l'aile est suffisamment rigide.

Un couplage entre ces deux phénomènes stables a en revanche des conséquences dramatiques. Le flutter est l'apparition de ces mouvements avec un décalage de phase de 90°. Par exemple, lors d'une flexion vers le haut de l'aile à partir de sa position basse, la torsion induite qui implique le soulèvement du bord d'attaque de l'aile, augmente l'incidence et donc la portance de l'aile. Le mouvement vertical va alors s'accélérer et augmenter son amplitude. De la même manière, la flexion qui fait redescendre l'aile sera amplifiée par une torsion négative. L'amplitude du mouvement augmente alors très rapidement jusqu'à la rupture de l'aile. La flexion initiale de la voilure peut être produite par une action sur le manche ou par le passage dans des turbulences. La vitesse doit néanmoins être suffisamment élevée pour que l'excitation dépasse l'amortissement de la structure.

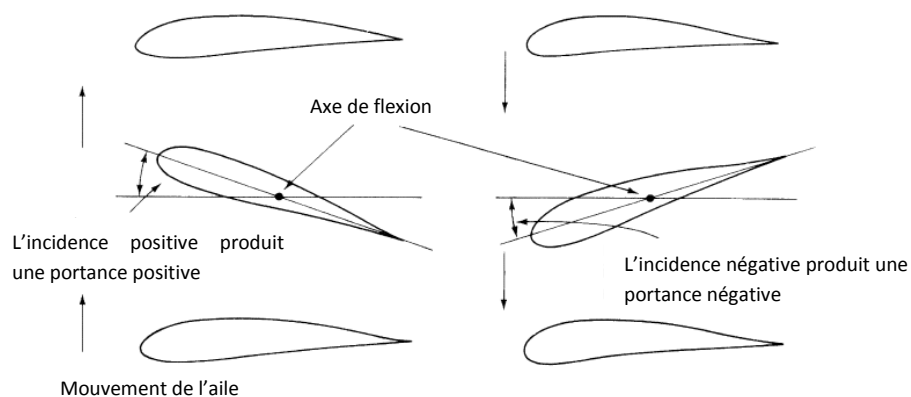


Figure II-14 : Schématisation des mouvements élémentaires du flutter [MEG07]

Le couplage de ces phénomènes fait intervenir trois points particuliers du profil qui sont les résultantes d'effort sur l'aile. Le premier est le centre de gravité, le flutter étant dynamique, la masse de l'aile intervient dans sa réponse. Le deuxième est le lieu de la résultante aérodynamique, le dernier est le centre de torsion du profil. Un moyen simple en théorie d'éviter le flutter est de faire en sorte que ces trois points se situent en un seul et même endroit. En pratique, concentrer ces points est difficile à réaliser. Une seconde méthode existe, elle consiste à augmenter la raideur de l'aile. Cette méthode nécessite de réaliser un compromis puisque l'augmentation de raideur implique une augmentation de la masse, des problèmes inertielles peuvent donc apparaître [MEG07]. Dans leurs travaux, Shokrieh et Behrooz [SHO01] préconisent de s'assurer que les modes propres de vibration de l'aile en flexion et en torsion ont un ratio de proportionnalité au moins égal à 1,5. Ils s'appuient sur la norme aéronautique américaine [JAR] pour construire ce critère. Un autre critère

est défini dans les normes aéronautiques, il s'agit de vérifier que l'aile a une rigidité en torsion donnée en tout point de son envergure. Un graphique définit pour différents masses et vitesses de vol la courbe d'évolution de la rigidité en torsion minimale suivant l'envergure [CAM].

La totalité des méthodes de calcul du flutter existantes nécessite le couplage des calculs mécaniques et aérodynamiques. Le flutter étant un phénomène aéroélastique, il n'est pas possible de découpler ces deux domaines. La résolution passe alors par un système d'équations différentielles. Numériquement, le calcul du flutter se fait selon une boucle entre deux solveurs, l'un de mécanique des solides et l'autre des fluides.

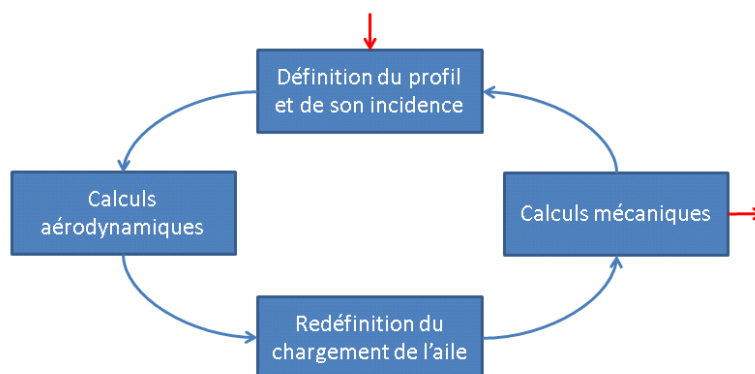


Figure II-15 : Boucle de calcul itératif aéroélastique

L'ensemble des phénomènes aéroélastiques est très complexe à calculer puisqu'ils sont issus d'un couplage entre l'aérodynamique de l'aile et sa mécanique. La complexité de ces calculs aurait empêché la construction d'avions par de petits constructeurs c'est pourquoi les organismes de certification ont défini des méthodes de calculs analytiques plus simples. Tous les documents s'accordent pour indiquer que la prévention du flutter nécessite la conception d'une aile rigide en torsion. L'équilibrage statique et dynamique des ailerons est également très important. En effet, les ailerons sont des pièces privilégiées pour l'apparition du flutter puisqu'ils disposent d'un degré de liberté supplémentaire. Bien que des méthodes de calcul plus ou moins complexes existent, les essais vibratoires au sol et en vol sont nécessaires pour démontrer le bon comportement des ailes. Toutefois, dans cette étude, seuls les calculs analytiques seront réalisés pour valider le comportement de la voilure caisson par soucis de budget et temps disponible.

## II.2 Architecture choisie

La géométrie externe de la voilure de l'E-Fan 1.0 est utilisée pour la conception de l'aile caisson. En effet, comme cette aile est complexe cela permet de démontrer le large spectre d'utilisation de l'architecture caisson. De plus, cette voilure a été conçue en composite carbone et un effort particulier de conception a été effectué afin de l'alléger au maximum. Les données acquises sur le dimensionnement de l'aile classique permettent d'évaluer les qualités de l'architecture caisson.

La structure interne de l'aile en caisson creux est similaire à celle des foils de bateau (Figure I-3). En revanche, les épaisseurs de composite et le nombre de voiles sur la corde sont réduits par rapport aux foils. En effet, la densité du milieu et la dimension de la structure modifie grandement le rapport de chargement. Le choix de l'architecture est alors le fruit d'un long travail de dimensionnement et d'optimisation de la voilure.

Par analogie avec les foils, les différentes sections qui composent la voilure sont tout d'abord définies en composite monolithique. Des comparatifs entre le nombre de voiles, les épaisseurs et les orientations des plis ne donnent pas de résultats satisfaisants quelle que soit la configuration. Malgré une évolution du nombre de voiles de 3 à 11, le rapport entre les dimensions et les charges rend les sections très sensibles au flambage. Seules des épaisseurs importantes de composite repoussent la charge critique au-delà du domaine de vol. La voilure possède alors une masse très élevée. Néanmoins ces comparatifs montrent des orientations préférentielles pour les plis. Ces orientations sont conformes aux valeurs disponibles dans la littérature pour les poutres en caisson creux. Ces sections sont beaucoup étudiées pour les pâles et des orientations sont calculées numériquement et analytiquement [GHI97]. Différents angles sont possibles avec une variation entre  $\pm 15^\circ$  et  $\pm 60^\circ$  en fonction du besoin de rigidification en flexion ou en torsion. Pour réduire la complexité de la fabrication et le risque de défaut, des orientations à  $\pm 45^\circ$  sont choisies ce qui autorise l'utilisation de plis tissés. Des plis à  $0^\circ$  sont ajoutés afin d'augmenter la rigidité de flexion. Les sections de la peau sont ensuite définies en sandwich pour éviter les problèmes de flambage. Cette modification a créé de grosses difficultés de convergences des calculs. Le cisaillement transverse est mal représenté dans les théories de coques disponibles dans les codes éléments finis commerciaux. Cette faiblesse de la modélisation entraîne des blocages des éléments en cisaillement. De nouveaux comparatifs du nombre de voiles et des épaisseurs montrent une forte augmentation de la charge limite de flambage avec une réduction importante de la masse. Le meilleur compromis est alors constitué de quatre voiles. Certaines zones restent critiques dans la voilure avec des contraintes élevées ou l'apparition de cloques. Afin d'améliorer les performances de la voilure, différentes géométries de voiles sont testées. Jusqu'à présent, le positionnement des voiles est similaire aux longerons et longeronnets de la voilure classique. Les voiles centraux sont alors déplacés dans la voilure pour améliorer le comportement. Les voiles extérieurs, au niveau du bord d'attaque et du bord de fuite, ne sont pas modifiés. En effet, ils sont positionnés à des cordes extrêmes et participent donc grandement à la reprise des efforts dans le plan de l'aile et des efforts de torsion. Le voile de bord de fuite est également positionné au niveau de la séparation des gouvernes qu'il peut donc supporter. Les comparatifs ont uniquement étudié l'emplacement des voiles par manque de temps. Des réflexions ont toutefois été portées sur l'utilisation de voiles courbes, de jonction ou de séparation entre les voiles. Une définition des voiles par biomimétisme des ailes des oiseaux ou des insectes a aussi été examinée brièvement. Finalement, l'ajout de lisses et de surépaisseurs locales de l'âme est étudié pour rigidifier les zones critiques restantes. La définition de l'architecture de la voilure caisson est issue de l'ensemble de ces comparatifs.

## II.3 Définition du modèle numérique

### II.3.1 Géométrie

Dans un premier temps, la démontabilité de la voilure n'est pas envisagée puisqu'elle nécessite la conception et le dimensionnement d'une liaison. Le modèle de la voilure caisson est alors créé en une unique pièce comprenant l'apex et l'aile démontable. Cette pièce intègre les peaux intrados et extrados, les voiles, les volets et les ailerons. L'ensemble de ces composants est défini en un unique solide afin de simplifier les calculs préliminaires. Ne disposant pas de la géométrie exacte de la zone de liaison apex-fuselage, la voilure est définie jusqu'à l'axe du fuselage. Cette définition permet une meilleure comparaison des performances des architectures classique et caisson. La totalité du

modèle est définie en coque afin de gagner du temps de calcul et les épaisseurs étant faibles devant les dimensions. Le double dièdre de la voilure (Figure II-16) est pris en compte dans la géométrie du modèle, les winglets ne sont pas modélisés.

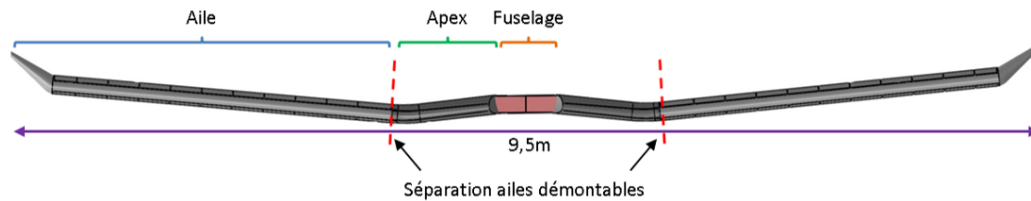


Figure II-16 : Schéma du profil de la voilure de l'E-Fan 1.0 selon l'envergure

### II.3.2 Matériaux et sections

La voilure caisson est découpée en plusieurs sections différentes afin d'autoriser une première optimisation des épaisseurs qui la constituent. L'ensemble des sections qui la composent est défini dans la Figure II-17. La section principale est la peau de l'aile, elle est représentée en turquoise. Cette section de grande surface fournit la rigidité à l'aile et possède des portions grandes, elle présente donc des risques de flambage. Un matériau sandwich est alors choisi pour cette section. Par l'augmentation du moment de flexion en se rapprochant de l'axe du fuselage, les efforts sur les matériaux de la voilure se font plus grands, une autre section est définie sur l'apex afin de le renforcer. Les zones de changement de dièdre favorisent le flambage à cause de la courbure préexistante, elles sont alors définies séparément afin de permettre leur renforcement. Les voiles sont également découpés en deux parties distinctes, la première comprenant les voiles de l'aile, la seconde ceux de l'apex. Pour finir, les bords d'attaque qui possèdent un faible rayon de courbure ne permettent pas l'utilisation d'un sandwich, ils sont donc séparés du reste de la voilure et découpés selon le même principe que les voiles. Les sections sont toutes composées de plis de composite à fibres de carbone et matrice époxy avec pour certaine un nid d'abeille en nomex.

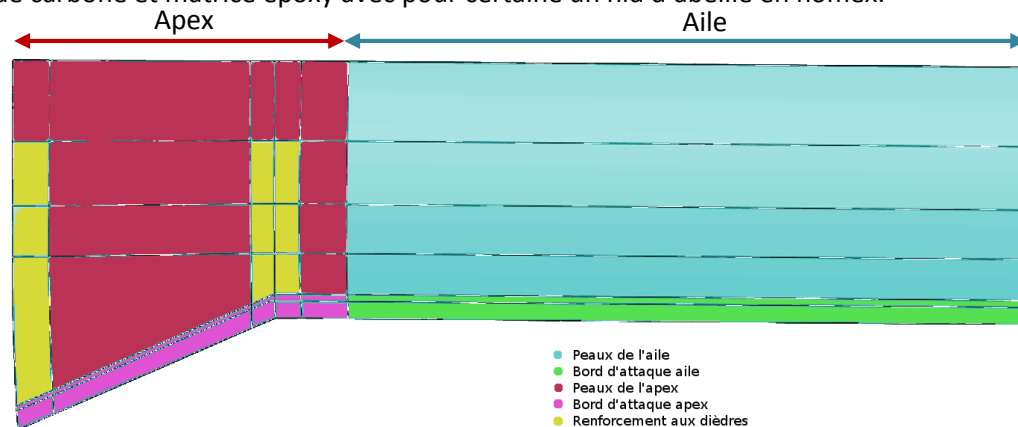


Figure II-17 : Répartition des sections sur la voilure caisson

### II.3.3 Conditions aux limites et chargement

La zone apex ayant été prolongée jusqu'à l'axe du fuselage par manque d'informations sur sa géométrie, les conditions aux limites sont directement imposées sur tout le pourtour de l'apex ainsi qu'aux voiles. D'autres méthodes par brochage ont été testées afin de modéliser une solution de fixation plus réaliste. Ces méthodes créent des concentrations de contraintes très importantes

rendant impossible le dimensionnement de la zone. Le champ de pression calculé par la méthode expliquée au paragraphe II.1.2.1 est imposé à la voilure. Le chargement est appliqué uniquement sur la partie aile (Figure II-18), l'aérodynamique de l'apex n'étant pas connue et par soucis de comparaison avec l'architecture classique dont le modèle numérique ne possède pas d'apex. La portance du winglet est définie sur un point de référence positionné au lieu de sa résultante aérodynamique. Ce point est ensuite relié à l'aile par le voile le plus proche. Cette modélisation du winglet ne permet pas de quantifier exactement son influence à proximité du bout d'aile. Sa résultante aérodynamique est faible, le collage sur tout le pourtour du profil n'induit donc que très peu de contraintes supplémentaires. L'erreur commise par cette modélisation est donc faible. En revanche, cette résultante crée un moment de flexion non négligeable au niveau de l'emplanture, le winglet doit être modélisé pour assurer le bon dimensionnement de la voilure.

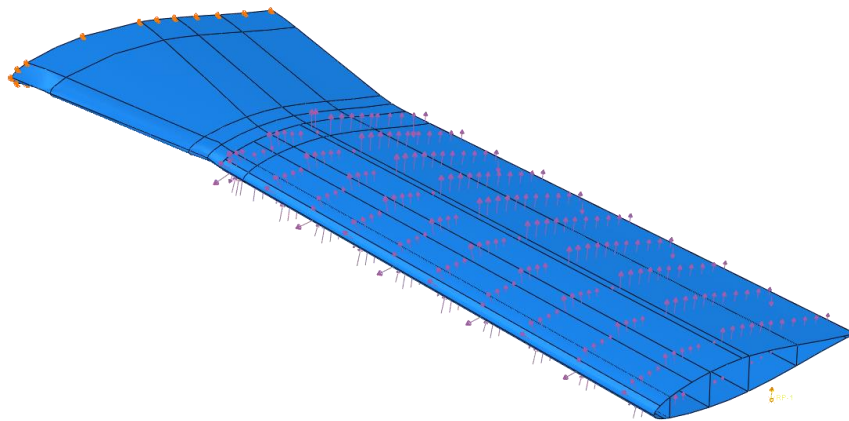


Figure II-18 : Visualisation du modèle avec ses conditions aux limites et le chargement

Les modèles de voilure sont construits avec le logiciel commercial d'éléments finis Abaqus. L'ensemble de l'aile caisson est maillé avec des éléments quadratiques S8R (théorie d'Hencky Mindlin) avec une taille de 20 mm. Le modèle contient également des mailles S6R dans les zones les plus complexes géométriquement.

## II.4 Solution envisagée

### II.4.1 Architecture interne choisie

Pour éviter le flambage de la voilure avant sa charge ultime, les sections entre les liaisons sont choisies en sandwich avec une âme en nid d'abeille nomex. L'épaisseur de nida est de 5 mm, cette valeur est un bon compromis entre la rigidité en flexion de chaque section et la masse de l'aile. L'épaisseur du nida dans les deux zones de changement de dièdre de la voilure est prise à 20 mm. Le raccordement entre les deux épaisseurs se fait par un biseau qui n'est pas pris en compte dans le calcul numérique. Cette surépaisseur permet de diminuer les contraintes dans leurs zones et de réduire fortement les déformations locales du profil de l'aile. Le bord d'attaque ne dispose pas de nida : sa rigidité est suffisante du fait de sa taille réduite et le faible rayon de courbure ne permet pas l'utilisation de nida pour des raisons de mise en œuvre. Une lisse en forme d'oméga est collée à l'intérieur de la voilure afin de limiter les déformations du profil. Cette lisse est placée au niveau du changement de dièdre entre l'aile et l'apex sur le bord d'attaque et le bord de fuite. Au niveau du

changement de dièdre entre l'aile et l'apex, le voile coté bord d'attaque regroupe plusieurs singularités géométriques. Ce voile crée une limite entre une surface avec nida et une sans, il possède un coude en plus du changement de dièdre, auquel s'ajoute la lisse.

## II.4.2 Résultat de dimensionnement

Le dimensionnement de la voilure caisson a été réalisé dans le respect de la norme CS23 avec l'AMC572 de la CS-VLA concernant les matériaux composites, comme dans le cas de l'architecture classique. Ainsi, les contraintes dans les matériaux composites ne doivent pas dépasser 400 MPa à 6g. Les résultats présentés ci-dessous sont obtenus avec un chargement correspondant à 12g, soit 6g multiplié par le coefficient de sécurité de 2.

Les calculs numériques montrent que la voilure caisson est assez rigide, la flèche est de 239 mm au niveau de la résultante aérodynamique du winglet. L'aile se déforme selon les modes classiques des voilures, c'est-à-dire une flexion prépondérante et une torsion. Elle se déforme selon un mode supplémentaire dû à l'absence de nervures. Les différents voiles n'ont pas tous la même rigidité de flexion et le chargement n'est pas réparti uniformément sur la surface de l'aile avec des variations suivant le cas de chargement représentatif d'une phase de vol. La peau ne possède pas une rigidité de flexion suffisante pour assurer un mode de déformation global de l'aile en torsion. Un déplacement différentiel entre les voiles intervient ce qui déforme le profil de l'aile. Cette déformation du profil est inférieure de deux ordres à la déformation totale de la voilure, elle est donc peu visible sur la déformée globale (Figure II-19). De plus, des calculs aérodynamiques analytiques ont montré que la déformation du profil est suffisamment faible pour ne pas avoir un effet sensible sur les performances de la voilure.

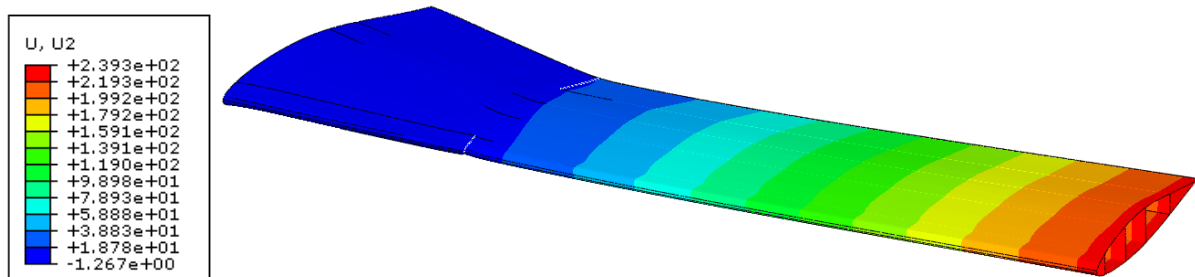


Figure II-19 : Visualisation de la déformée à l'échelle 1 de la voilure caisson

Les contraintes dans l'aile sont inférieures aux limites acceptables par les matériaux et celles imposées par les normes aéronautiques. Seule une zone concentre les contraintes par une accumulation de singularités géométriques qu'un modèle coque ne peut prendre en compte (Figure II-20). Cette zone regroupe le changement de dièdre entre l'aile et l'apex, une délimitation par le voile coté bord d'attaque entre une surface avec nida et une sans, le coude d'un voile et une lisse.

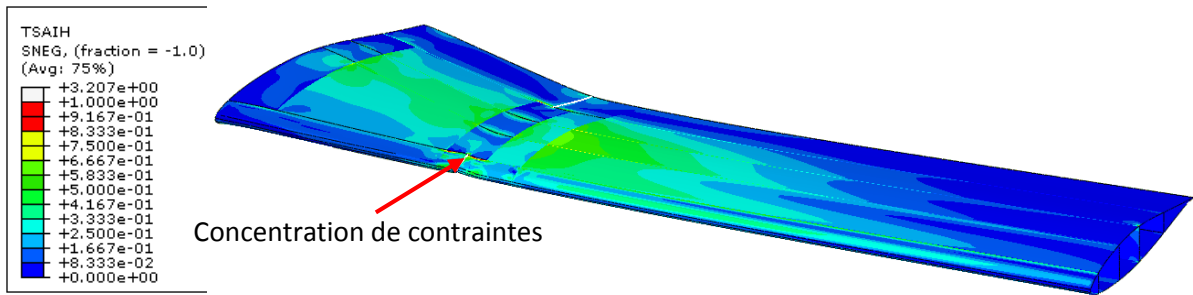


Figure II-20 : Visualisation du critère de Hill dans le pli extérieur de l'aile

Le calcul de cette zone doit être affiné après avoir amélioré les connaissances des liaisons dans l'architecture caisson. Ce calcul permettra par la suite la prise en compte des volets et des ailerons.

## II.5 Comparaison entre les architectures

### II.5.1 Modèle de voilure à architecture classique

Le longeron d'aile démontable, qui possède la géométrie idéale, est lié par deux pivots au longeron d'apex, lui-même fixé au bâti par deux pivots. Ces longerons sont des solides en 3D permettant de représenter l'âme, des coques sont extrudées vers l'intérieur depuis les surfaces extérieures de ce volume 3D.

La modélisation de l'aile est ensuite construite autour de ces longerons. Les nervures, les longeronnets et la peau sont modélisés en coque afin de limiter le temps de calcul. Les nervures sont coupées en deux au niveau du longeron et collées de part et d'autre. Seul le flanc des longeronnets est modélisé, leurs semelles sont construites grâce à un découpage de la peau. Les flancs des longeronnets sont prolongés jusqu'à l'axe du fuselage pour reprendre les efforts dans le plan de l'aile, leur extrémité est alors encastree.

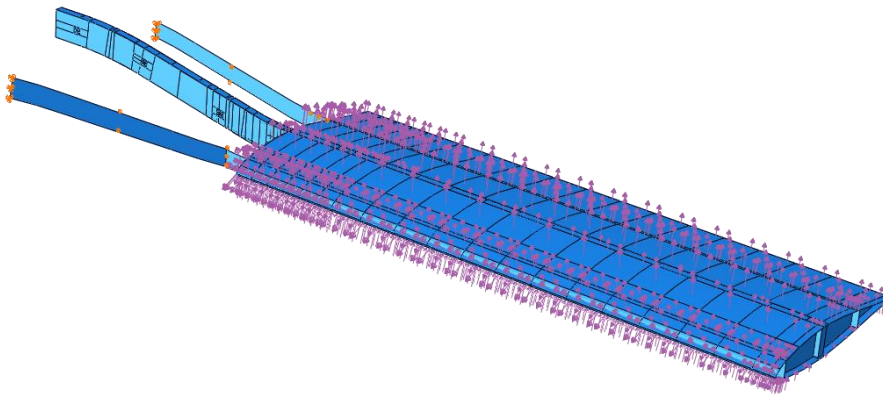


Figure II-21 : Modèle de la voilure de l'E-Fan 1.0 avec une architecture classique

Le chargement de l'aile est fait au moyen d'une répartition de pression sur toute la surface de la peau. L'effort provenant du winglet, qui n'est pas modélisé, est implémenté par une charge ponctuelle verticale au lieu de sa résultante aérodynamique. Ce point est ensuite relié aux semelles du longeron. La voilure classique de l'E-Fan 1.0 est constituée de plis de CRFC, d'âme en mousse Airex C70.75 dans les longerons et de nervures dans cette même mousse

Le maillage est réalisé avec des éléments quadratiques de 20 mm, il est donc composé d'éléments S8R, S6R, C3D20 et C3D16.

## II.5.2 Résultats comparatifs des architectures

Le profil de la voilure caisson se déforme ce qui dégrade l'aérodynamique de l'aile et perturbe la mesure de la torsion. La Figure II-22 montre le déplacement vertical relatif de l'extrados de chaque type de voilure, le point référence est choisi à la corde du centre du longeron de l'architecture classique. La déformation du profil dans l'aile caisson apparaît clairement. Une mesure de la torsion par la différence de déplacement des deux points extrêmes de la corde n'a plus de sens. Cette voilure caisson ne présente pas à proprement parler de torsion mais une déformation du profil. Ce phénomène peut être réduit par une optimisation de la rigidité en flexion des différents voiles ainsi que par leur nombre et leurs positions dans la corde.

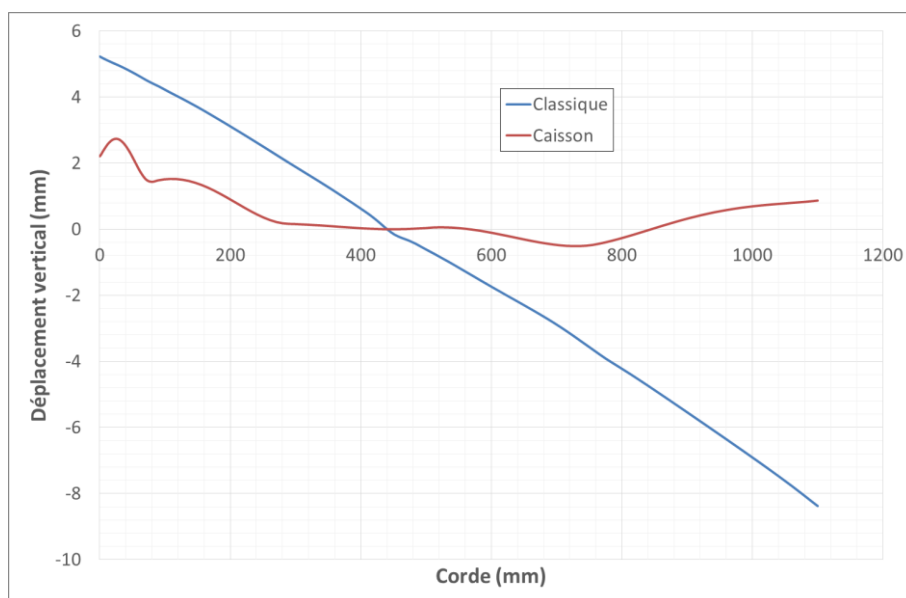


Figure II-22 : Déplacement vertical de l'extrados au niveau du winglet

La Figure II-23 représente le déplacement vertical en fonction de l'envergure des deux architectures uniquement sur l'aile démontable. En effet, seule cette zone est similaire sur les deux modèles. Les courbes sont alors corrigées pour enlever les déformations de l'apex et la pente initiale de l'aile. La courbe de l'architecture classique présente des ondulations très visibles jusqu'à 2500 mm d'envergure. Ces ondulations proviennent d'un cloquage de la peau entre les nervures. Ce cloquage est provoqué par dépression, provoquée par l'accélération de l'air sur l'extrados qui tire la peau vers le haut et par la sollicitation de compression de la peau supérieure de l'aile. L'architecture caisson n'est pas soumise à ce type de phénomène qui perturbe l'écoulement d'air et réduit les performances de la voilure. L'architecture caisson est plus rigide que la version classique de 23 %.

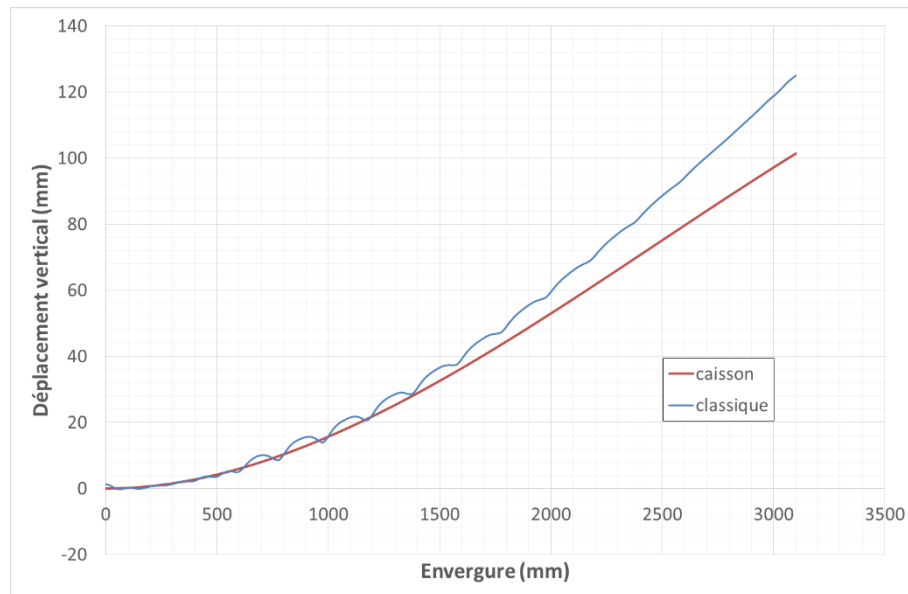


Figure II-23 : Comparatif de la flèche des architectures classique et caisson

L'architecture caisson, en plus d'être plus rigide que l'architecture classique, est également plus légère de 10 %. Le Tableau II-1 regroupe les différentes masses mesurées numériquement ou calculées analytiquement. En effet, la masse de l'apex dans le cas de l'architecture classique est estimée puisque la définition complète de sa stratification n'est pas disponible. Les épaisseurs des différentes sections sont prises égales à celles en extrémités d'aile démontable. La masse de l'aile d'architecture classique sans fixation est mesurée à la limite de la peau et ne comprend donc pas tous les appendices permettant la fixation de l'aile démontable sur l'apex. La masse de l'aile prend en compte l'ensemble de ces outillages. La masse de l'aile en architecture caisson est mesurée sur la même envergure que la classique. La comparaison entre les deux technologies d'aile est réalisée entre l'aile sans fixation dans le cas classique et l'aile dans le cas caisson.

| Architecture | Masse (kg)         |       |
|--------------|--------------------|-------|
| Classique    | Aile sans fixation | 18,08 |
|              | Aile               | 21,77 |
|              | Apex               | 13,5  |
|              | Total              | 35,27 |
| Caisson      | Aile               | 16,43 |
|              | Complet            | 30,16 |

Tableau II-1 : Récapitulatif des masses calculées des architectures classique et caisson

## II.6 Conclusion

Les chargements que subit une aile d'avion sont complexes et très variables puisque chaque vitesse et incidence produit un couple flexion-torsion unique. Pour alléger le travail de dimensionnement dans un premier temps, seul le chargement à incidence de décrochage et vitesse élevée est pris en compte puisqu'il induit un maximum de torsion avec une flexion élevée. Il produit donc un mode de déformation mixte de la voilure intéressant pour l'étude de son comportement. Une répartition de pression sur l'ensemble de la peau est alors calculée par le logiciel XFLR5 pour ce cas de charge. D'autres cas de charge et notamment des phénomènes d'instabilité pouvant entraîner la perte de contrôle de l'appareil sont également étudiés sur cette aile. Ces chargements ne sont pas pris en

compte ici mais devront être vérifiés pour valider la voilure. La géométrie de l'aile caisson est ensuite définie et découpée en différentes sections pour réaliser une première optimisation avant de réaliser un comparatif avec la même aile en architecture classique. L'optimisation des deux architectures est faite dans le respect de la norme CS23 et de l'AMC572 de la CS-VLA. Le comparatif montre que l'architecture caisson permet un accroissement de la rigidité de 23 % et un gain de masse de 10 % par rapport à l'architecture classique. Le prototype de l'E-Fan 1.0 se destine à la pratique de la voltige, or tous les avions de cette catégorie ont besoin d'ailes très rigides pour améliorer la manœuvrabilité sous fortes charges, la voilure caisson améliore donc nettement les performances de l'aile. En torsion, la voilure caisson se comporte très différemment d'une aile classique et ne présente pas de torsion à proprement parler mais une déformation du profil. Ce phénomène devrait permettre de s'affranchir de problèmes aéroélastiques mais réduit légèrement les performances de vol. Toutefois, la déformation est régulière sur l'envergure, la dégradation des performances par cloquage existantes en architecture classique n'apparaît donc pas. Des calculs aéroélastiques ou des essais en vol sont nécessaires pour valider la qualité de vol de l'architecture caisson. En revanche, cette voilure reste relativement complexe à fabriquer à cause des multiples renforts nécessaires à la bonne tenue mécanique. Ces renforts sont présents dans l'aile de l'E-Fan 1.0 à cause de sa géométrie complexe et des changements de dièdre qui augmente le chargement local et favorise des modes de déformation. La réalisation d'une aile de géométrie plus classique est faisable sans l'utilisation de ces renforts.

# **Méthodologie pour appréhender le comportement de la structure et proposer les premiers ingrédients pour prévoir sa « ruine »**

Appréhender le comportement et mettre en place une modélisation prédictive demande une base de connaissance robuste. En ce qui concerne la ruine de l'aile caisson, elle peut intervenir dans toutes les sections à cause des phénomènes mécaniques différents. La rupture peut apparaître au niveau des plis de CRFC, dans les liaisons entre les voiles et les peaux ou bien globalement à cause d'une instabilité comme un flambement. Pour élaborer ce modèle prédictif, une méthodologie multi-échelle est alors adoptée avec les étapes suivantes :

- Comportement des matériaux

La première étape consiste à caractériser le comportement mécanique sous une sollicitation des matériaux constitutifs de la voilure caisson. L'ensemble des matériaux utilisés dans la fabrication de la voilure est testé jusqu'à rupture. Une métrologie adéquate est mise en place afin de caractériser le comportement jusqu'à la ruine. Par analyse des résultats de ces essais, des lois de comportement représentatives des matériaux sont développées et implémentées dans le logiciel d'éléments finis Abaqus.

- Semi-structure représentative

Suite à la caractérisation des matériaux individuellement, la deuxième étape consiste à tester des éprouvettes représentatives de la voilure. En effet, un des principaux enjeux est d'appréhender le comportement des liaisons entre la peau et les voiles. Pour ce faire, le calcul initial de la voilure caisson présenté au paragraphe II.2 a été analysé afin de déterminer les modes de sollicitation de la liaison. A partir de ces modes, des modèles numériques des liaisons ont été construits et ont permis d'optimiser la microstructure de la liaison. Des éprouvettes en forme de T représentatives des liaisons voile-peau, appelées semi-structures, sont ensuite testées avec une métrologie adéquate afin de mesurer le comportement et la ruine de ces éléments. Ces essais sont conçus afin de solliciter la liaison de manière identique à la voilure caisson. Une analyse des endommagements vont permettre de comprendre et appréhender les scénarios de rupture. Des modèles mésoscopiques de corrélation de ces essais sont ensuite construits. Ces modèles permettent le développement d'un modèle de calcul simplifié adapté à l'industrie. Ce modèle basé sur des coques doit autoriser le dimensionnement de structures avec un temps de calcul raisonnable.

- Structure globale

La dernière étape est une étape de validation du travail effectué sur les semi-structures. En effet, suite au développement d'un modèle numérique de la liaison, le calcul de la voilure complète est

revu avec les nouvelles données afin d'améliorer le dimensionnement. Ce calcul doit prédire le comportement de la voilure jusqu'à la ruine. Ce nouveau design doit être validé par un essai de la structure complète. Cet essai permettra de connaître le degré de précision du calcul de type industriel. Le résultat de cet essai donne également accès à la certification de cette nouvelle architecture et de cette aile en particulier. Cet essai fera l'objet d'un travail ultérieur.



## III. Matériaux, modèle matériaux

Le choix des matériaux pour la fabrication de la voilure caisson est lié au processus de fabrication et à des contraintes de conception. Les propriétés mécaniques de ces matériaux sont déterminées à partir des essais présentés dans ce chapitre. Ces essais permettent d'appréhender le comportement et les phénomènes d'endommagement des matériaux. Des modèles sont alors construits pour représenter numériquement au mieux le comportement du matériau.

### III.1 Présentation des essais réalisés

L'aile caisson est constituée de deux types de pli, des plis unidirectionnels et des plis tissés. Des essais de chaque type de pli sont réalisés pour caractériser leur comportement en traction et en compression de façon monotone et avec décharges. Ces différents types d'essais permettent de caractériser le comportement linéaire, plastique et endommageable. Plusieurs orientations des plis sont testées afin de déterminer les propriétés des matériaux dans les directions principales d'orthotropie soit 0, 90 et 45°.

Les essais monotones quasi-statiques sont menés jusqu'à rupture. Ils permettent de mesurer la contrainte à rupture, le module d'élasticité et de cisaillement ainsi que le coefficient de Poisson. Les essais sont pilotés à vitesse constante, différente en fonction de la rigidité de l'éprouvette, donc de l'orientation par rapport à l'axe de sollicitation des plis et de leur type. La vitesse est donnée par les normes disponibles pour chaque essai.

Les essais quasi-statique avec décharges sont également conduits jusqu'à rupture. Ces essais sont appelés CRP (charge répétée progressive) et consistent en une succession de charges-décharges avec la charge maximale de chaque cycle croissante. Ils permettent de quantifier les déformations plastiques et l'endommagement. Ils sont pilotés à la même vitesse que l'essai monotone correspondant.

Les essais ont été réalisés sur une machine de traction Zwick Z250 munie de mors auto-serrants en traction et de mors hydrauliques en compression.

### III.2 Géométrie des éprouvettes

Les éprouvettes sont rectangulaires pour tous les types d'essais. Leurs dimensions sont variables en fonction du type d'essai et sont calquées sur les normes d'essais. Des talons en composite verre-époxy dont les fibres sont orientées à  $\pm 45^\circ$  de l'axe de sollicitation sont collés sur les éprouvettes.

Les éprouvettes sont fabriquées dans des plaques réalisées par le même procédé de fabrication que celui de l'aile caisson, la cuisson en autoclave de pré-imprégnés. C<sup>3</sup>Technologies a produit les plaques afin que le matériel et la méthode soient strictement identiques à ceux de l'aile. Les éprouvettes sont découpées avec une fraise trois axes à commande numérique.

Avant de mesurer et de tester les éprouvettes, celles-ci sont stockées au moins 24 h dans une salle à atmosphère contrôlée à 23°C et 50 % d'humidité. Les essais sont réalisés dans cette salle.

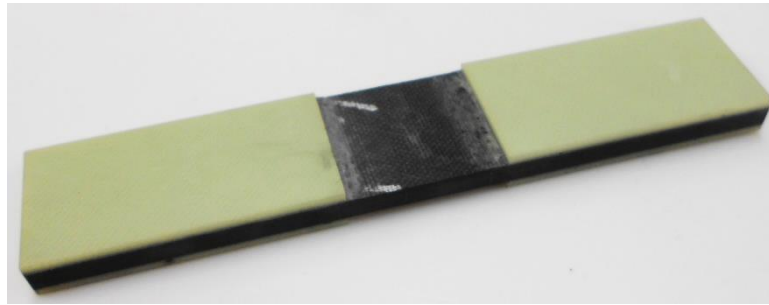


Figure III-1 : Photo d'une éprouvette de compression de plis Ud dans l'axe des fibres (norme AITM0008)

### III.3 Métrologie

La machine de traction est reliée à un ordinateur qui permet l'acquisition à fréquence donnée du temps, de la force et du déplacement de la traverse. L'ajout de jauges de déformations ou d'un extensomètre permet la mesure des déformations en cours d'essai à cette même fréquence.

#### III.3.1 Jauges d'extensométrie

L'ensemble des éprouvettes testées est équipé de jauge d'extensométrie. Les jauges sont collées au centre des faces. Les éprouvettes de compression sont équipées d'une jauge unidirectionnelle par face quels que soit l'orientation et le type de pli. Cela permet de s'assurer qu'elles ne fléchissent pas et indique que l'éprouvette est bien sollicitée dans son axe en compression. Les éprouvettes de traction dont les plis sont orientées à 0° et à  $\pm 45^\circ$  sont équipées de jauges bidirectionnelles HBM 1-XY31-6/350 qui mesurent jusqu'à 2,5 % de déformation. Les jauges unidirectionnelles qui équipent les autres éprouvettes sont des HBM 1-LY41-10/350, elles mesurent également 2,5 % de déformation.

#### III.3.2 Extensomètres à couteaux et clip on

Les jauges de déformation bidirectionnelles classiquement utilisées ne sont capables dans des conditions courantes de mesurer qu'une déformation inférieure à 3 %. Cette limite est très inférieure aux déformations d'une éprouvette dont les plis sont orientés à  $\pm 45^\circ$  qui peuvent atteindre 20 %. De plus, ces éprouvettes sont soumises à une fissuration multiple progressive qui, si une fissure se situe sous la grille, risque d'endommager la jauge en cours d'essai. Cet endommagement peut induire la perte de la mesure ou des perturbations qui la fausse. Afin de mesurer les déformations jusqu'à la rupture de ces éprouvettes, un extensomètre à couteaux est posé sur les éprouvettes. Cet appareil dispose de couteaux qui sont en contact avec l'éprouvette, ceux-ci sont écartés initialement d'une longueur propre à l'extensomètre. L'écartement des couteaux est mesuré en cours d'essai ce qui permet, connaissant la distance initiale, de déterminer la déformation moyenne de l'éprouvette dans la zone inter-couteaux. L'extensomètre utilisé de marque Zwick et de type BZ2-EXI51000D.2XXX possède un écartement initial de 50 mm avec une résolution de 1  $\mu\text{m}$ . Un extensomètre « clip on » est utilisé pour mesurer les déformations dans le sens transversal lors des essais. Cet extensomètre

Epsilon possède un écartement initial de 25 mm et une résolution de  $10^{-4}$  mm. La longueur initiale a été modifiée pour ces essais afin de permettre l'utilisation d'éprouvettes normées, le L0 est alors de 18,62 mm et l'extensomètre a été ré-étalonné avec cette nouvelle valeur. La précision de cet appareil est faible pour des petites déformations, il est donc couplé avec des jauges afin d'améliorer la précision en début d'essai et éventuellement recalculer les courbes obtenues à partir des mesures du clip on sur celles obtenues à partir des jauges de déformation.

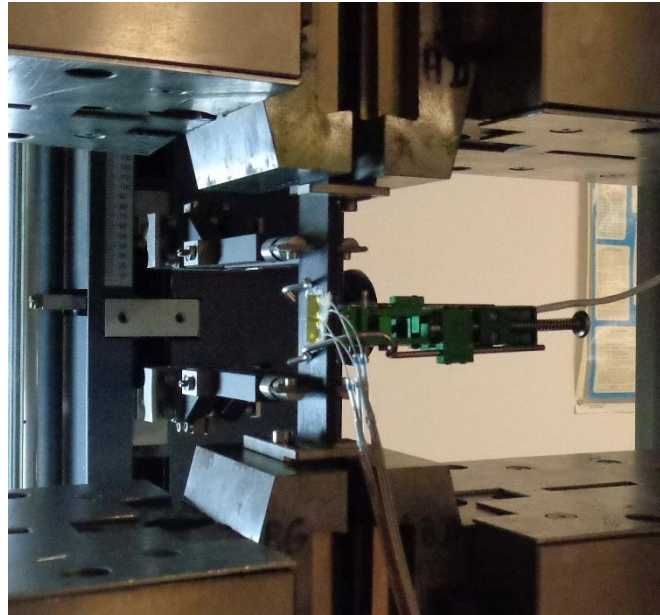


Figure III-2 : Photo d'un essai de traction instrumenté par une jauge bidirectionnelle, un extensomètre à couteaux et d'un extensomètre clip on

### III.4 Propriétés physiques

Les premières caractéristiques mesurées sur le matériau sont la densité et le taux de fibres, celles-ci n'ont été mesurées que sur les plis Ud. La connaissance de la densité est nécessaire pour estimer la masse de la voilure dans les calculs par éléments finis.

#### III.4.1 Densité

La densité du matériau est mesurée grâce à la poussée d'Archimède. L'échantillon est tout d'abord pesé à l'aide d'une balance Mettler Toledo XS104. Le même échantillon est ensuite pesé dans un autre fluide, ici de l'eau, avec la même balance grâce à un montage spécifique (Figure III-3). La densité est alors calculée à partir de ces masses et de la densité du milieu dans lequel elles ont été mesurées :

$$\rho = m_a \times \frac{\rho_e}{m_a - m_e} \quad \text{Éq III-1}$$

Où  $\rho_e$  est la densité de l'eau,  $m_a$  est la masse dans l'air et  $m_e$  la masse dans l'eau. La densité de l'eau est dépendante de la température qui est mesurée lors de l'essai, la densité de l'eau est alors prise dans un abaque. La densité du CRFC à base de plis Ud est de  $1553 \text{ kg/m}^3$ .



Figure III-3 : Dispositif de pesée d'un échantillon dans l'air et dans un fluide

### III.4.2 Taux de fibres

La mesure du taux de fibres peut être réalisée grâce à deux méthodes. La première consiste à polir la section des éprouvettes ou d'une chute de la plaque de laquelle sont issues les éprouvettes. Dans ce cas, des morceaux de la plaque sont enrobés dans une résine époxy puis poli avec une polisseuse Struers Tegramin-30. Des papiers abrasifs avec une granulométrie progressive allant de 320 au spray diamanté de 1  $\mu\text{m}$  sont utilisés. Les échantillons sont ensuite observés avec un microscope optique Zeiss Imager.A1m. Un traitement numérique par contraste avec le logiciel ImageJ est appliqué sur les photos pour déterminer le taux de fibres et le taux de porosités. Ce traitement permet, soit de séparer les fibres de la résine et des porosités, soit la résine et les fibres des porosités. La difficulté réside dans la séparation non franche entre les différentes parties des images qui rend ces mesures variables. Le taux volumique de fibres obtenu par cette méthode de mesure est de 50 % et le taux de porosité de 9 %.

La seconde méthode consiste à réaliser une attaque acide de l'échantillon. Pour cela, les échantillons sont plongés dans une solution d'acide sulfurique et d'eau oxygénée maintenue à 160°C pendant 1 h. Cette solution va dissoudre la résine époxy du CRFC, elle est ensuite filtrée puis séchée afin d'obtenir les fibres de carbone seules. Ces fibres sont ensuite pesées, un calcul basé sur la différence entre la masse du composite, la masse des fibres et les densités donne le taux de fibres et le taux de porosités. Le taux volumique de fibres obtenu par cette méthode est de 60 % et le taux de porosités est de 2 %. Les éprouvettes ayant été fabriquées à partir de pré-imprégné cuits en autoclave, les valeurs données par la seconde méthode paraissent plus cohérentes avec ce qui est attendu.

### III.5 Comportement mécanique des éprouvettes

Deux types de plis différents constituent l'aile caisson, les propriétés mécaniques de ces plis ont donc été identifiées. Il s'agit d'un pli unidirectionnel avec des fibres TR50 et une résine R367-2 de 300 g/m<sup>2</sup>. L'autre pli est un tissu sergé 2/2 12k avec des fibres T700 et la même résine R367-2 d'un grammage de 200 g/m<sup>2</sup>. L'ensemble de ces plis de pré-imprégné est fourni par Structil. L'identification des propriétés est réalisée dans les principaux axes d'orthotropie. La direction des fibres ou fibres de chaînes est notée 1 tandis que la seconde direction dans le plan est notée 2, elle correspond à l'axe transverse ou des fibres de trame.

#### III.5.1 Eprouvettes avec fibres orientées à 0°

Les essais des éprouvettes avec des fibres orientées dans l'axe de la sollicitation permettent d'identifier le comportement dans le sens des fibres pour un unidirectionnel et dans le sens de la chaîne d'un tissu. Les valeurs mesurées lors de ces essais sont le module d'élasticité  $E_{11}$ , le coefficient de Poisson  $\nu_{12}$  et les valeurs de contrainte  $\sigma_{11}^r$  et de déformation  $\epsilon_{11}^r$  à rupture. Les essais sont menés en traction et en compression afin d'identifier les différences de comportement. Les essais CRP selon cet axe permettent de vérifier que les matériaux ne présentent pas de phénomènes anélastiques dans cette direction.

##### III.5.1.1 Comportement du matériau

###### III.5.1.1.1 Plis unidirectionnels

Les éprouvettes composées de plis unidirectionnels ont subi des essais monotones et CRP basés sur la norme EN2561 en traction et AITM0008 en compression. Sur la Figure III-4 sont représentées en ligne continue les essais monotones et en pointillés les essais CRP. Les courbes contrainte-déformation sont tracées jusqu'à rupture des éprouvettes. Chaque éprouvette a subi un unique type de sollicitation.

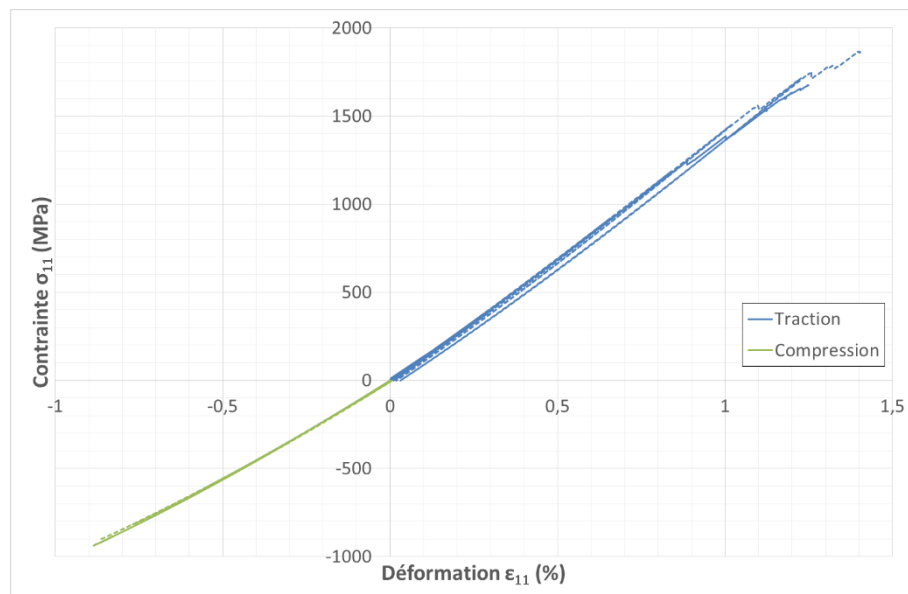


Figure III-4 : Courbes de traction et de compression sur des éprouvettes composées de plis Ud sollicités dans l'axe des fibres (essais monotones en trait plein, CRP en pointillés)

Les plis Ud sollicités dans l'axe des fibres présentent une légère dissymétrie de comportement entre la traction et la compression. Le module en traction est supérieur de 14 % à celui de compression. Le

comportement en traction est très linéaire jusqu'à rupture mais présente un changement de pente également observé par Revest [REV11] que Huchette explique par le réalignement des fibres ce qui augmente le module d'élasticité. En compression, la courbe montre une inflexion à mesure que la charge augmente. Cette non-linéarité provient en partie d'une flexion de l'éprouvette. En compression, les éprouvettes sont instrumentées par une jauge unidirectionnelle par face, cela permet d'observer cette flexion. La Figure III-5 montre la différence de comportement mesurée sur les deux faces d'une même éprouvette lors d'un essai où la flexion est importante. Cette flexion et les micro-flambements des fibres provoquent une rupture prématurée de l'éprouvette en compression, la contrainte à rupture est inférieure à la moitié de celle en traction.

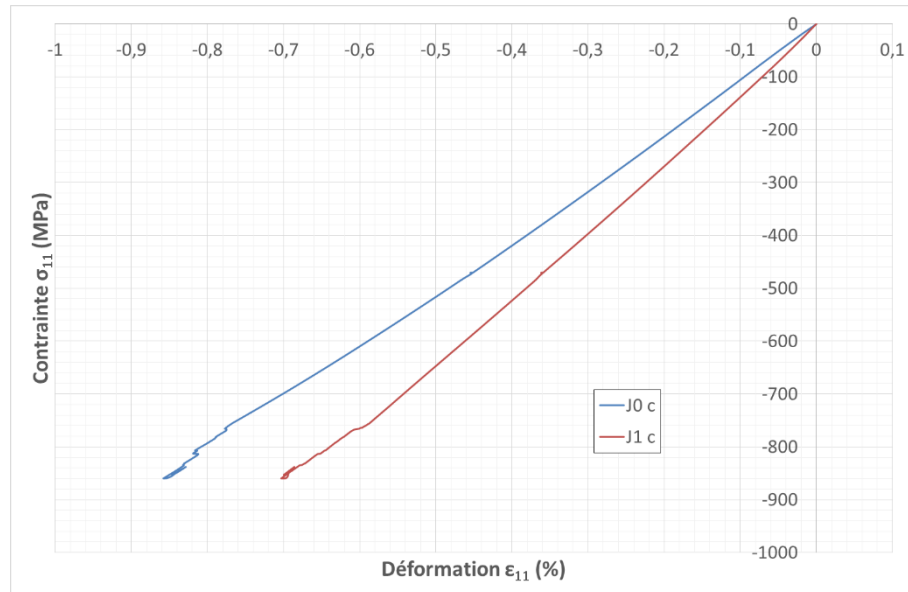


Figure III-5 : Courbes contrainte-déformation sur les deux faces d'une même éprouvette lors d'un essai de compression

Le coefficient de Poisson des plis Ud est calculé entre 0,025 et 0,25 % de déformation longitudinale à partir des essais de traction, il est considéré avoir une valeur identique en compression. Le coefficient de Poisson des plis Ud augmente très progressivement à mesure que les cycles de charges-décharges s'enchainent avant une légère baisse à partir d'environ 1300 MPa. Une dispersion de moins de 10 % est observée.

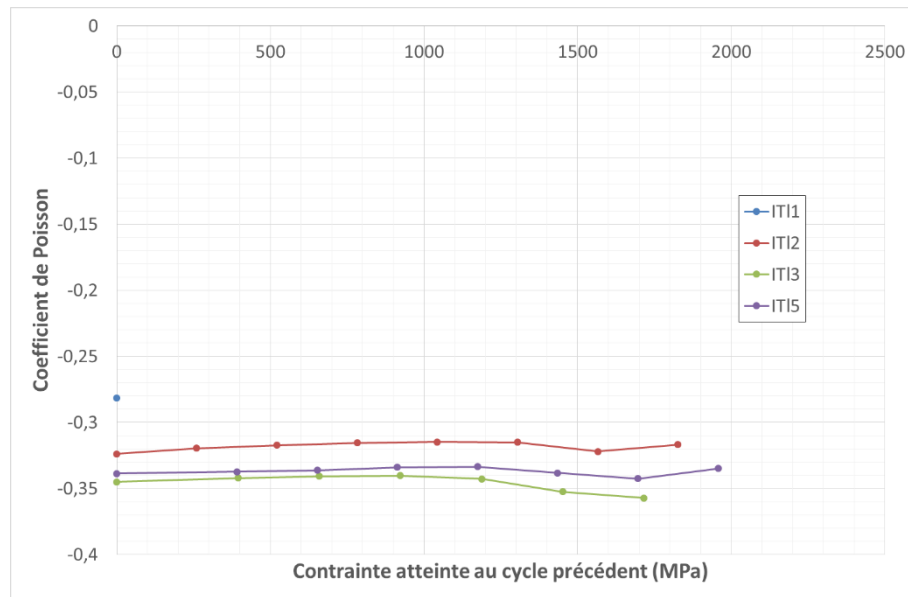


Figure III-6 : Courbes d'évolution du coefficient de Poisson à chaque cycle CRP effectué calculé entre 0,025 et 0,25 % de déformation longitudinale

#### III.5.1.1.2 Plis tissés

Les éprouvettes composées de plis tissés ont subi des essais monotones et CRP basés sur la norme EN5274 en traction et ISO14126 en compression. Sur la Figure III-7 sont représentés en ligne continue les essais monotones et en pointillés les essais CRP. Les courbes contrainte-déformation sont tracées jusqu'à rupture des éprouvettes. Chaque éprouvette a subi un unique type de sollicitation.

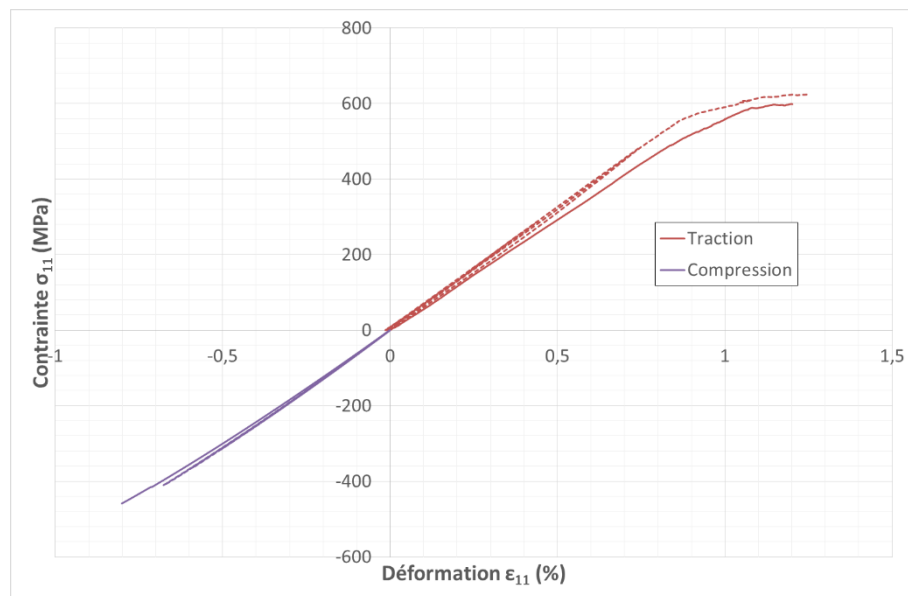


Figure III-7 : Courbes de traction et de compression sur des éprouvettes composées de plis tissés sollicités dans l'axe des fibres (essais monotones en trait plein, CRP en pointillés)

Les éprouvettes composées de plis tissés ont un comportement symétrique avec un même module d'élasticité en traction et en compression. Celui-ci est linéaire sur la majorité du chargement, un adoucissement intervient en fin d'essai lorsque l'endommagement de l'éprouvette augmente rapidement. En compression, le problème de la flexion de l'éprouvette intervient également ce qui

accentue la non-linéarité. La rupture en traction intervient à une contrainte plus d'une fois et demie supérieure à celle en compression. Cela provient de la forte ondulation des fibres qui favorise leur flexion en compression et entraîne une rupture prématurée.

Le coefficient de Poisson des plis tissés évolue également très peu en fonction des cycles de charge-décharge, en revanche la dispersion observée est beaucoup plus importante. En effet, aucun des moyens de mesure disponibles ne permet un bon rendu du comportement des plis. La mesure par extensomètres ne permet pas une précision suffisante notamment pour la déformation transverse. Les jauges ont une taille de grille trop petite par rapport à la taille des torons ce qui ne permet pas d'obtenir une mesure sur une surface représentative du comportement global de l'échantillon.

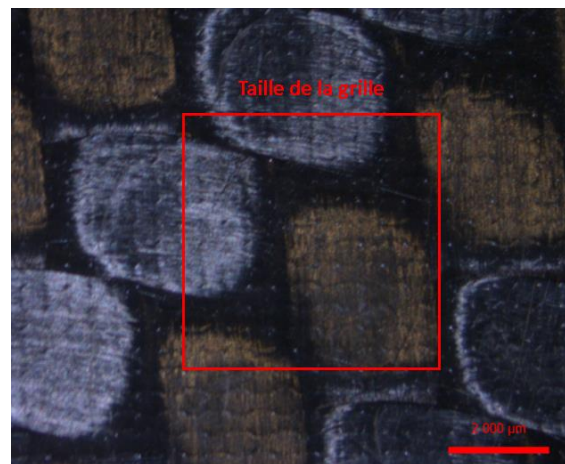


Figure III-8 : Schéma de la taille de grille de 6 mm des jauges d'extensométrie par rapport à la taille des torons

### III.5.1.2 Endommagement

Les éprouvettes composées de plis Ud sollicitées dans l'axe des fibres ne montrent pas d'endommagement en termes de perte de rigidité. Le module d'élasticité et la déformation plastique n'évoluent pas avec les cycles charges-décharges. Les déformations résiduelles observables à partir de contraintes élevées sur la Figure III-4 proviennent des différentes ruptures de splitting (voir fractographie) qui interviennent en cours de chargement et qui endommagent la jauge.

Les éprouvettes composées de plis tissés ne présentent qu'une très faible modification du comportement lors des essais CRP avec une évolution du module de rigidité comprise entre 0,5 et 2 % suivant les éprouvettes. Cette différence de comportement est considérée comme négligeable et ne sera pas prise en compte dans le modèle numérique de comportement.

### III.5.1.3 Fractographie

Les éprouvettes à plis Ud présentent des faciès de rupture très différents en traction et en compression. Dans les deux cas, le faciès est chaotique. Un phénomène de splitting intervient en traction. Au cours de l'essai, les fibres qui présentent des défauts, appelées fibres faibles, cassent et entraînent la rupture de fibres alentour.

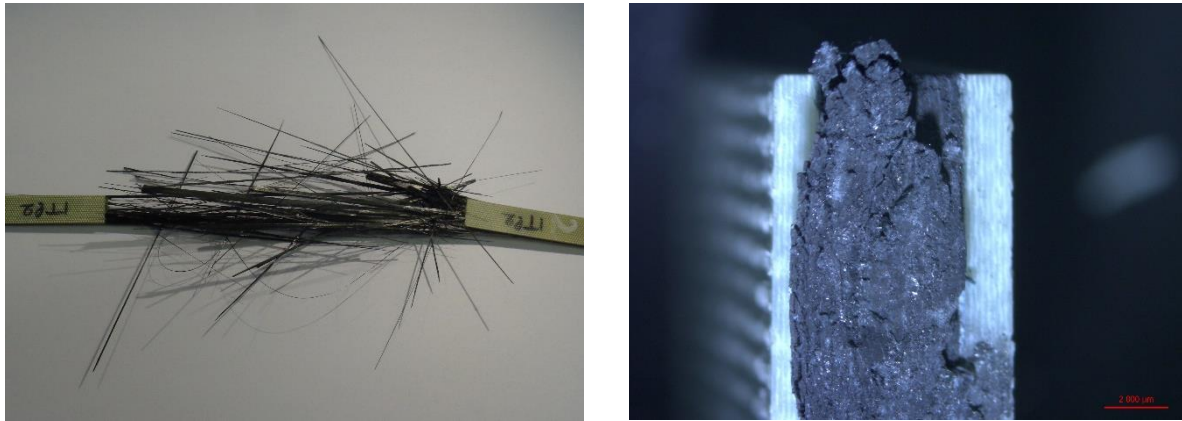


Figure III-9 : Faciès de rupture en traction (à gauche) et en compression (à droite) d'une éprouvette de plis Ud sollicitée dans l'axe des fibres

Le faciès de rupture des plis tissés est très similaire en traction et en compression à cause de l'ondulation des fibres. Les nappes dans l'axe de sollicitation rompent globalement autour d'un plan dont la normale est l'axe de sollicitation.

### III.5.1.4 Conclusion

Quel que soit le type de pli, les essais de traction indiquent un comportement linéaire du matériau jusqu'à des charges élevées. Les plis tissés présentent un endommagement et une perte de linéarité à proximité de la charge à rupture. La fin des courbes dans le cas des éprouvettes Ud est difficile à mesurer à cause du phénomène de splitting qui endommage les jauges. Un essai avec extensomètre a toutefois permis la mesure de déformation longitudinale jusqu'à rupture. Le coefficient de Poisson dans le cas des plis tissés présente une forte dispersion. En effet, le blocage par les fibres transverses de l'effet Poisson implique des déformations très faibles que les moyens de mesure disponibles peinent à suivre avec précision ce qui entraîne une forte dispersion des résultats.

### III.5.2 Eprouvettes avec fibres orientées à 90°

Ces essais permettent d'identifier le comportement dans le sens transverse pour un unidirectionnel et dans le sens de la trame d'un tissu. Les valeurs mesurées lors de ces essais sont le module d'élasticité  $E_{22}$  et les valeurs de contrainte  $\sigma_{22}'$  et de déformation  $\epsilon_{22}'$  à rupture. Les essais sont menés en traction et en compression afin d'identifier les différences de comportement. Les essais CRP selon cet axe permettent d'appréhender l'importance des phénomènes anélastiques dans cette direction.

#### III.5.2.1 Comportement

##### III.5.2.1.1 Plis unidirectionnels

Les éprouvettes composées de plis unidirectionnels ont subi des essais monotones et CRP à partir des normes EN2597 et ISO14126 respectivement en traction et compression. Sur la Figure III-10 sont représentés en ligne continue les essais monotones et en pointillés les essais CRP. Les courbes contrainte-déformation sont tracées jusqu'à rupture des éprouvettes. Chaque éprouvette a subi un unique type de sollicitation.

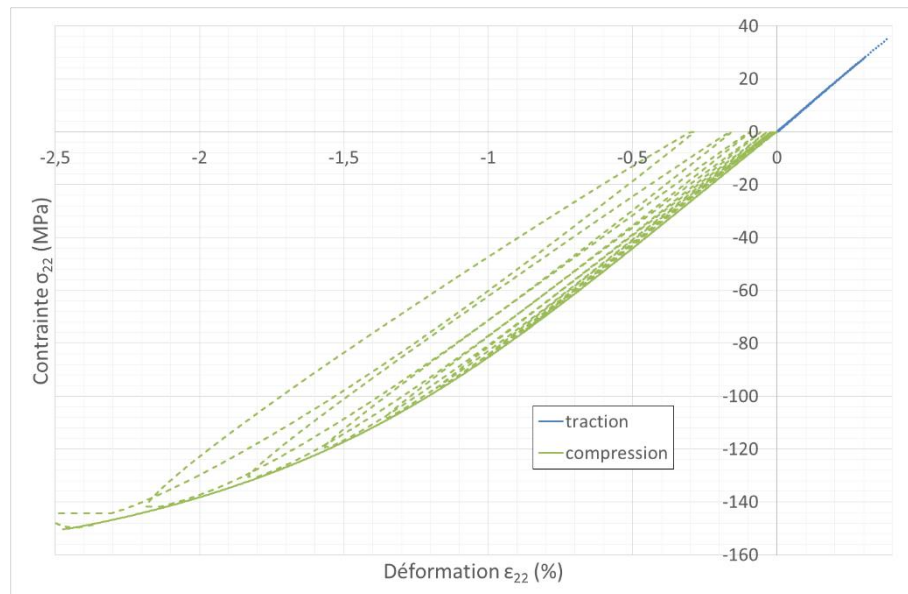


Figure III-10 : Courbes de traction et de compression sur des éprouvettes composées de plis Ud sollicités à 90° (essais monotones en trait plein, CRP en pointillés)

Les éprouvettes présentent un comportement très dissymétrique en traction et en compression comme le montre la Figure III-10. Les modules initiaux moyens mesurés sur 5 éprouvettes possèdent un écart de 2 %. Cet écart montre que la rigidité est sensiblement la même entre les deux sens de sollicitation. En revanche, le comportement en compression montre une forte non-linéarité et les valeurs à rupture sont beaucoup plus élevées. En effet, la traction ouvre les fissures et les défauts, ces dommages peuvent se propager d'une manière instable, de plus la section saine de l'éprouvette diminue donc la contrainte augmente, la rupture intervient alors prématurément. En compression, l'ensemble des porosités et des fissures est fermé par la charge ce qui permet de supporter des sollicitations plus élevées, l'évolution des dommages étant plus stable. Ces dommages influent donc très peu sur la rigidité de l'éprouvette. En revanche, le frottement des lèvres de fissure lors des décharges crée une déformation résiduelle apparente de la Figure III-10 et des boucles d'hystérésis.

En résumé le comportement est donc linéaire en traction comme en compression jusqu'à la contrainte à rupture en traction, un comportement anélastique intervient ensuite en compression. Ces éprouvettes sont sujettes à de la plasticité et de l'endommagement sans que le module d'élasticité n'évolue visiblement.

#### III.5.2.1.2 Plis tissés

Les éprouvettes composées de plis tissés ont subi des essais monotones et CRP à partir des normes EN5274 et ISO14126, respectivement en traction et compression. Sur la Figure III-11 sont représentés en ligne continue les essais monotones et en pointillés les essais CRP. Les courbes contrainte-déformation sont tracées jusqu'à rupture des éprouvettes. Chaque éprouvette a subi un unique type de sollicitation.

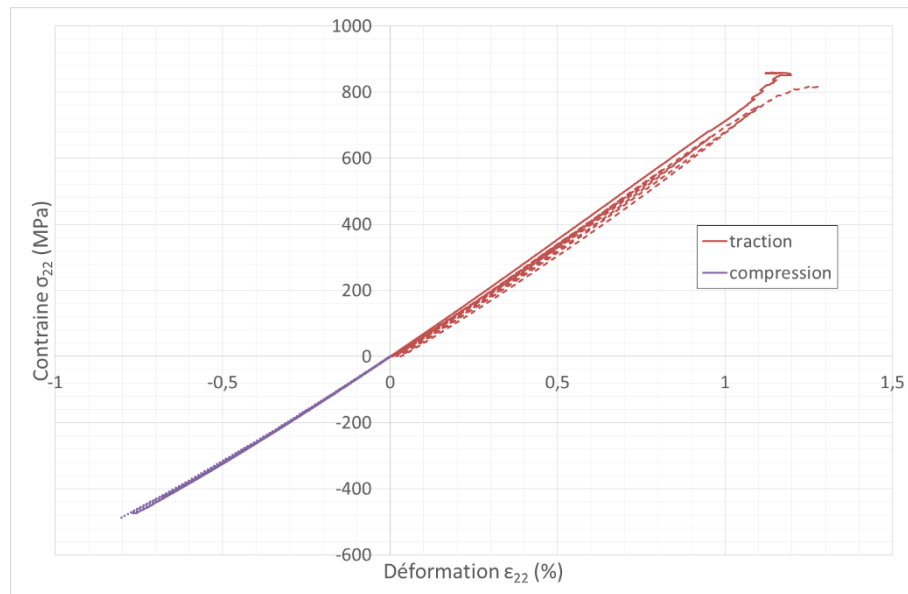


Figure III-11 : Courbes de traction et de compression sur des éprouvettes composées de plis tissés sollicités dans le sens trame (essais monotones en trait plein, CRP en pointillés)

Les plis tissés présentent également un module d'élasticité équivalent entre la traction et la compression puisque l'écart est inférieur à 0,6 %. La rupture en compression intervient prématurément par rapport à la traction avec une charge 1,8 fois plus faible. Ce phénomène provient de la forte ondulation dans les plis sergés, la traction tend à redresser les fibres tandis que la compression tend à les faire fléchir davantage d'où une rupture plus précoce. Le comportement est quasiment élastique linéaire dans les deux sens de sollicitation.

### III.5.2.2 Endommagement

Les éprouvettes à base de plis Ud n'exhibent pas de perte de rigidité. En effet, le module à chaque montée en charge des boucles évolue d'environ 1 %. Les éprouvettes présentent néanmoins un comportement non linéaire en compression.

Les éprouvettes composées de plis tissés n'exhibent pas de perte de rigidité qui serait indicateur d'un endommagement important. La rigidité augmente d'environ 1 % en cours des essais de traction par le réalignement des fibres. En effet, les fibres sont initialement très ondulées dans le pli par le tissage, la traction tend les fibres dans le sens de sollicitation qui deviennent plus rectilignes ce qui augmente le module d'élasticité. Les déformations résiduelles sont faibles, de l'ordre de  $10^{-2}$  % à la dernière décharge, et ne seront donc pas considérées. En compression, les variations de module élastique et de déformation résiduelle sont négligeables, le comportement est donc considéré comme élastique.

### III.5.2.3 Fractographie

En traction, les plis unidirectionnels orienté à  $90^\circ$  présente une rupture dans un plan normal à l'axe de sollicitation qui correspond à une ouverture en mode I d'un défaut, mode le plus critique. En compression, la rupture peut se créer selon le plan dont la normale est à environ  $45^\circ$  [LAU09] de l'axe de sollicitation (Figure III-12) qui est le siège d'une bande de pliage.

Le même type de rupture intervient dans les plis tissés. Les plans de rupture sont toutefois moins marqués à cause des multiples torons avec des orientations variables dues à l'ondulation.

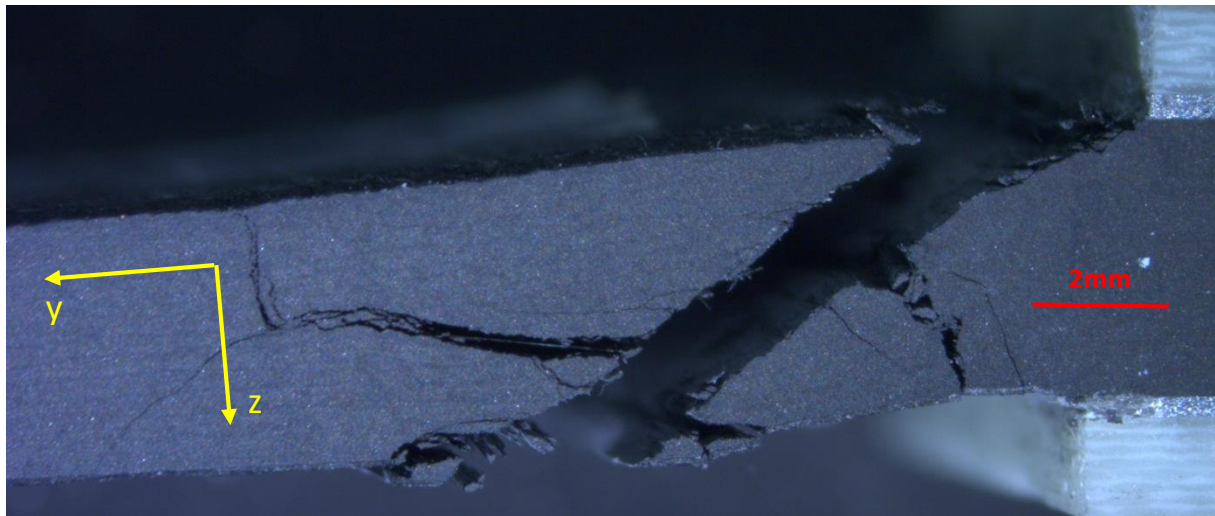


Figure III-12 : Plan de rupture dans une éprouvette Ud sollicitée à 90° en compression

#### III.5.2.4 Conclusion

Les essais à 90° des plis Ud ont montré un comportement linéaire jusqu'à rupture en traction. En revanche, en compression le comportement est non linéaire et la contrainte à rupture environ 5 fois supérieure. Le module en compression évolue très peu au cours des cycles. Les essais sur les plis tissés ont montré un comportement linéaire élastique avec un endommagement dans les derniers pourcents de chargement avant rupture. Le module  $E_{22}$ , la contrainte  $\sigma_{22}^r$  et la déformation  $\epsilon_{22}^r$  à rupture ainsi que le comportement non linéaire dans le cas du pli Ud en compression ont été identifiés lors de ces essais.

#### III.5.3 Comparatif entre les sens chaîne et trame des plis tissés

Malgré le fait que les tissus utilisés soient des sergés et donc soient équilibrés, le comportement dans les sens chaîne et trame diffère. La Figure III-13 présente l'ensemble des courbes contrainte-déformation des éprouvettes à plis tissés dans ces axes. Le module élastique et la contrainte à rupture dans le sens chaîne sont plus faibles. Ce phénomène est dû au procédé de tissage qui provoque une tension, des ondulations et des contraintes internes différentes entre les deux axes de fils du tissu.

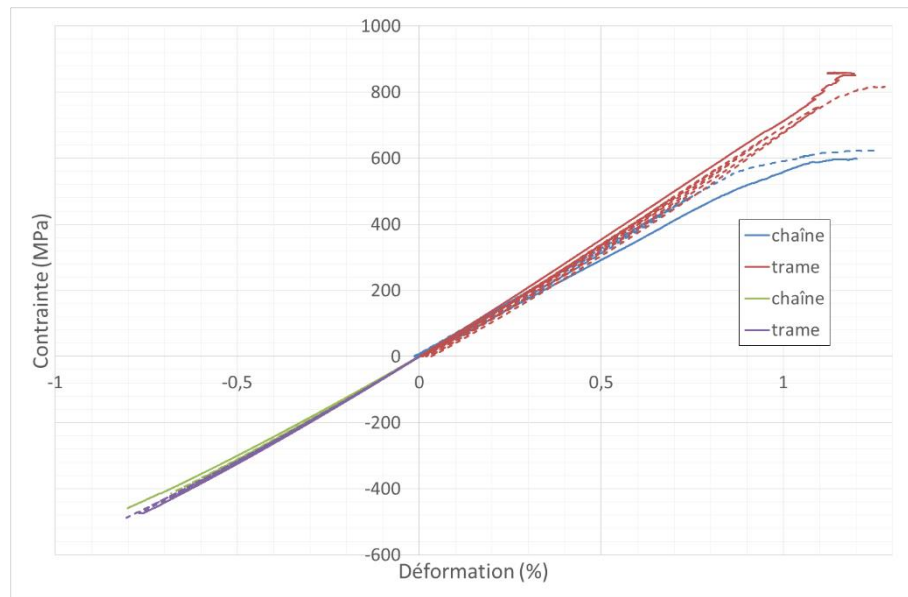


Figure III-13 : Courbes de comparaison entre des sollicitations de traction et de compression en sens chaîne ou trame sur des éprouvettes composées de plis tissés (essais monotones en trait plein, CRP en pointillés)

### III.5.4 Epreuves avec fibres orientées à $\pm 45^\circ$

Ces essais permettent d'identifier le comportement en cisaillement pour un pli unidirectionnel ou pour un tissu. Ils sont basés sur la norme ISO14129 pour les éprouvettes à plis Ud et la norme ISO5274 pour les éprouvettes à plis tissés. Les valeurs mesurées lors de ces essais sont le module de cisaillement  $G_{12}$  et les valeurs de contrainte  $\tau_{12}'$  et de déformation  $\gamma_{12}'$  à rupture. Les essais sont menés uniquement en traction. Les essais CRP selon cet axe permettent de caractériser les phénomènes anélastiques dans cette direction tels que la plasticité/viscoplasticité et l'endommagement.

#### III.5.4.1 Comportement

Les courbes des essais sur éprouvettes dont les plis sont orientés à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de sollicitation sont tracées sur la Figure III-14. Ce graphique regroupe les essais avec des plis Ud et des plis tissés. Les essais monotones sont présentés en trait plein et les essais CRP en pointillés.

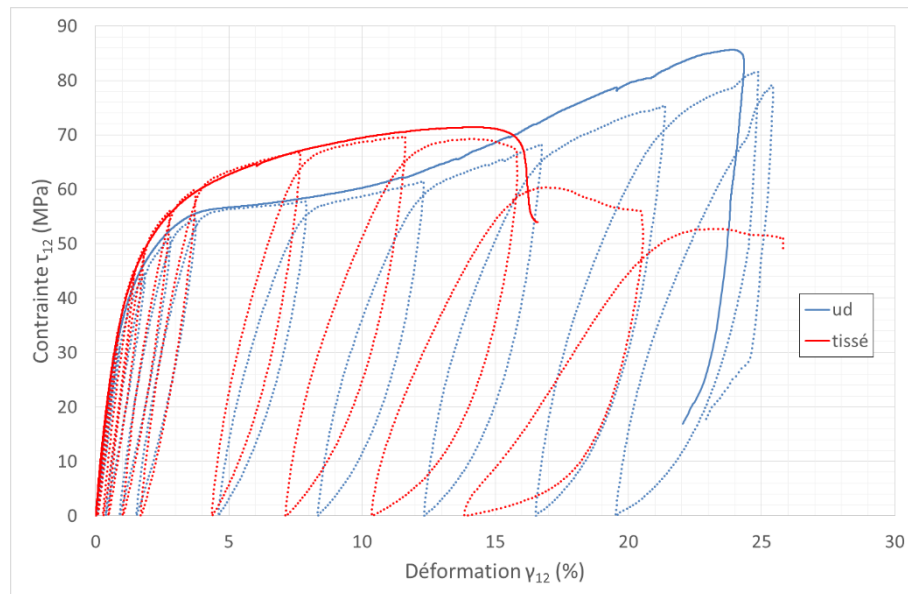


Figure III-14 : Courbes contrainte-déformation des éprouvettes orientées à  $\pm 45^\circ$  composées de plis Ud ou tissés

Les éprouvettes dont les plis sont disposés à  $\pm 45^\circ$  de l'axe de sollicitation montrent une très forte non linéarité que ce soit avec des plis tissés ou des plis unidirectionnels. Les éprouvettes à plis Ud, après un fort adoucissement correspondant à la fissuration et au délaminage des plis montrent grossièrement approchée une rigidification. Ce phénomène correspond au réalignement des fibres vers l'axe de sollicitation. Les éprouvettes à plis tissés présentent un module d'élasticité initial 22 % supérieur à celles à base de plis Ud. Elles présentent également des plus faibles déformations plastiques et un endommagement moins sévère ce qui conduit à une courbe moins adoucie. La contrainte à rupture est 14 % plus faible.

### III.5.4.2 Endommagement

Les essais CRP permettent de quantifier l'anélasticité présente dans le matériau. Ces courbes montrent l'ensemble des phénomènes que subit l'éprouvette. Ainsi, la plasticité, l'endommagement, la viscosité et le frottement sont visibles sur les réponses. La plasticité est déterminée grâce à la déformation résiduelle  $\gamma_{res}$  à chaque pied de boucle (un phénomène de recouvrance n'est pas pris en compte). L'endommagement peut se mesurer par deux méthodes. La première consiste à observer l'évolution du module à chaque remise en charge. Cette technique est difficile à mettre en œuvre lorsque les boucles sont très ouvertes puisque la courbe est alors fortement non linéaire. La seconde méthode consiste à regarder l'évolution du module sécant qui est déterminé comme le montre la Figure III-15. La largeur des boucles est caractéristique des phénomènes dissipatifs tels que la viscosité de la matrice et le frottement entre les fibres et les plis [KRA15].

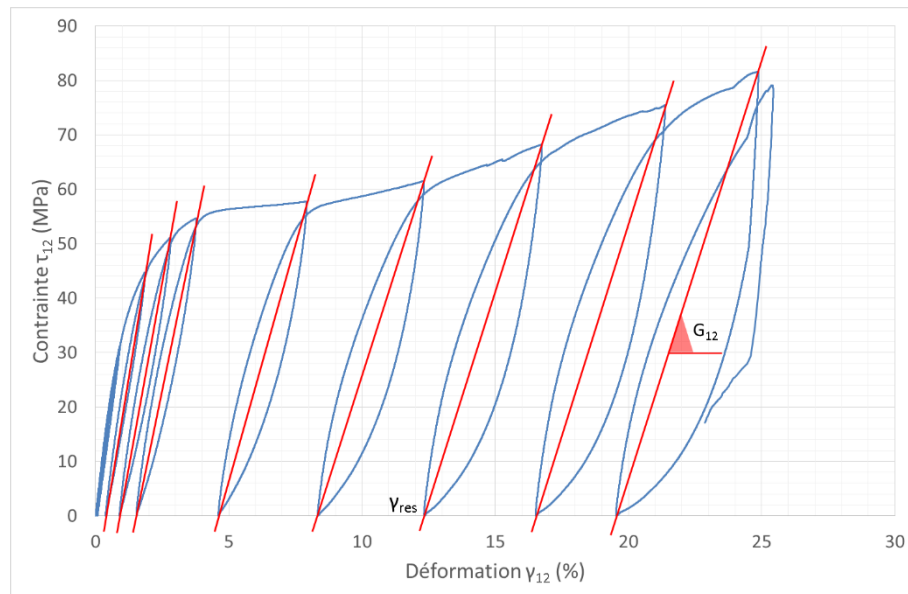


Figure III-15 : Evolution du module sécant et de la déformation résiduelle sur une éprouvette de plis Ud orientés à  $\pm 45^\circ$

L'évolution du module sécant en fonction de la déformation résiduelle est tracée sur la Figure III-16. Une chute rapide intervient au début de l'augmentation de la déformation résiduelle puis atteint un palier. La courbe pour une éprouvette composée de plis tissés possède sensiblement la même allure.

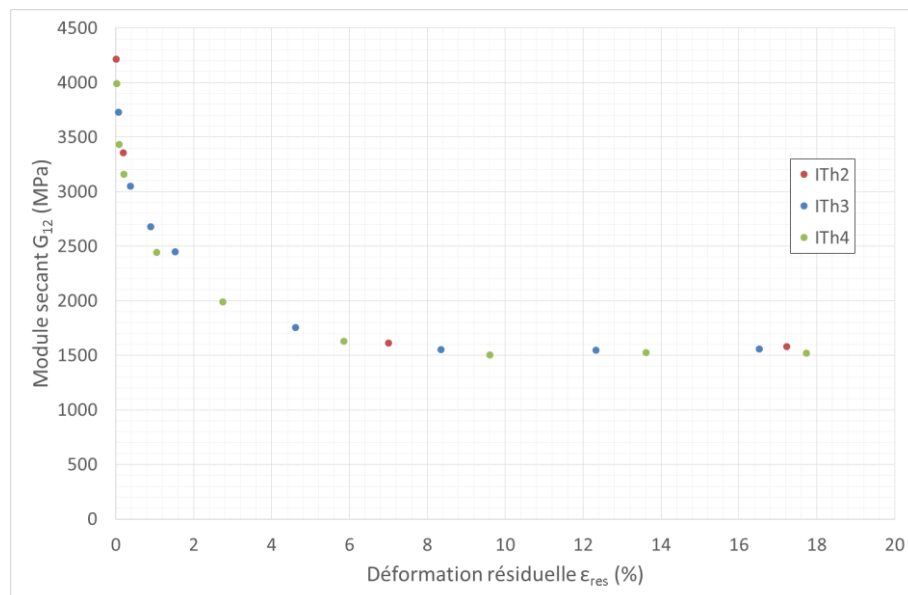


Figure III-16 : Evolution du module sécant en fonction de la déformation résiduelle sur les éprouvettes de plis Ud orientés à  $\pm 45^\circ$

La Figure III-17 indique la relation entre la déformation résiduelle et la déformation totale. Les courbes montrent une évolution croissante en début d'essai puis linéaire en rapport avec la déformation totale.

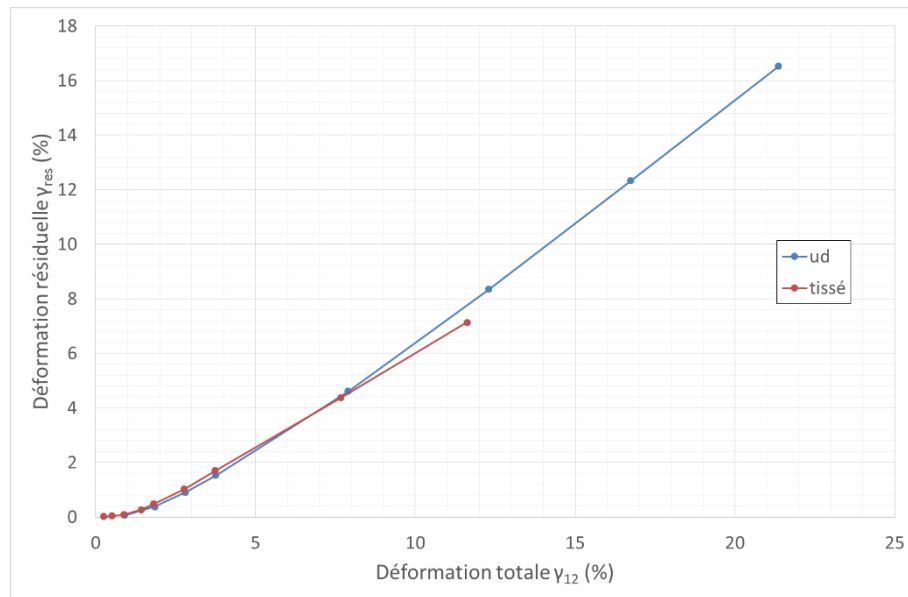


Figure III-17 : Relation entre la déformation résiduelle et la déformation totale sur une éprouvette de plis orientés à  $\pm 45^\circ$

### III.5.4.3 Fractographie

La rupture des plis Ud met en jeu plusieurs phénomènes. Tout d'abord, les plis fissurent sur toute sa surface dans un plan parallèle aux fibres et contenant l'axe hors plan jusqu'à atteindre la densité de fissuration maximale acceptable par le matériau [REN06]. Ensuite, des délaminages et des glissements entre les plis interviennent (Figure III-18).

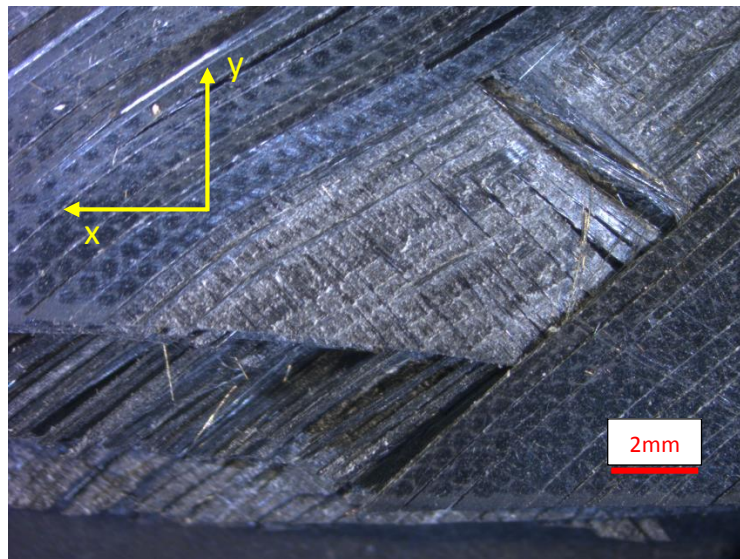


Figure III-18 : Photo de la zone de rupture d'une éprouvette de plis ud positionnés à  $\pm 45^\circ$  de l'axe de sollicitation

### III.5.4.4 Conclusion

Les essais monotones de traction sur les éprouvettes dont les plis sont orientés à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe de sollicitation ont permis la mise en évidence et la caractérisation de leur comportement élasto-(visco) plastique endommageable. Le module de cisaillement  $G_{12}$ , les contraintes  $\tau_{12}^r$  et déformation  $\gamma_{12}^r$  à rupture, l'évolution de la plasticité par la déformation résiduelle  $\gamma_{res}$  et

l'endommagement ont été mesurés. Les données recueillies permettent la création d'un modèle numérique représentatif du comportement mécanique des matériaux selon cet axe.

### III.5.5 Bilan

Dans cette partie, l'ensemble des plis de composite carbone-époxy qui constitue la voilure caisson a été caractérisé par des essais mécaniques. La méthodologie pour identifier les propriétés mécaniques ont d'abord été décrites ainsi que la métrologie mise en place.

Les essais de traction/compression monotones à rupture ont permis d'identifier grâce à des jauges et des extensomètres les modules d'élasticité, les coefficients de Poisson et les valeurs de contrainte et déformation à rupture ( $E$ ,  $\nu$ ,  $\sigma_r$  et  $\epsilon_r$ ). Les essais de CRP sans palier ont permis d'évaluer la plasticité et l'endommagement des matériaux.

Les essais sur pli Ud ont montré le caractère élastique fragile dans les directions longitudinale et transversale en traction. En compression, la sollicitation en sens fibres montre également un comportement élastique fragile. Dans le sens transverse, une forte non linéarité apparaît avec plasticité et viscosité sans que le module d'élasticité (sécant) ne présente d'évolution sensible. Lors des sollicitations dans le plan à  $\pm 45^\circ$ , ces plis montrent un comportement élasto-plastique endommageable. Les plis tissés ont un comportement élastique fragile dans les deux directions de fibres, soit chaîne et trame. Bien que les tissus soient équilibrés dans ces directions, une différence non négligeable de module d'élasticité et de contrainte à rupture est observable notamment en traction. Cette différence s'explique par le procédé de tissage qui n'induit pas la même tension entre les fils de chaîne et ceux de trame. Cet écart de tension provoque une ondulation supérieure des fils les moins tendus ce qui réduit les propriétés mécaniques dans cette direction. Lorsque ces plis sont sollicités en cisaillement, le comportement est similaire à celui des plis Ud, à savoir élasto-plastique endommageable.

Les valeurs mesurées lors des essais et les observations sont les données d'entrée minimales nécessaires à la création d'un modèle numérique de comportement.

## III.6 Modélisation du comportement

### III.6.1 Endommagements des matériaux composites

Les matériaux composites, donc les composites à matrice époxy et renforts carbonés (CFRP), présentent de nombreux modes de dégradation. En effet, leur hétérogénéité ainsi que leur anisotropie favorise l'apparition et la propagation de défauts diverses détaillés dans la Figure III-19 : décohésions fibres/matrices, fissuration matricielle, délaminage et rupture de fibres.

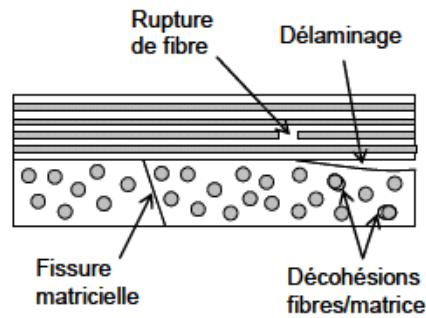


Figure III-19 : Schéma des différents phénomènes d'endommagement d'un composite [GEN12]

### III.6.1.1 Décohésions fibre/matrice

Pour des composites avec une forte densité de fibres, l'interface entre les fibres et la matrice est la première zone qui se détériore lors d'une sollicitation mécanique par effet de concentration de contraintes. Des décohésions apparaissent alors au niveau de ces interfaces. Ce type d'endommagement intervient rapidement dans le chargement. Lorsque le niveau de charge augmente, donc la déformation, le nombre de décohésion augmente ce qui peut entraîner la formation d'une fissuration matricielle par coalescence des décohésions.

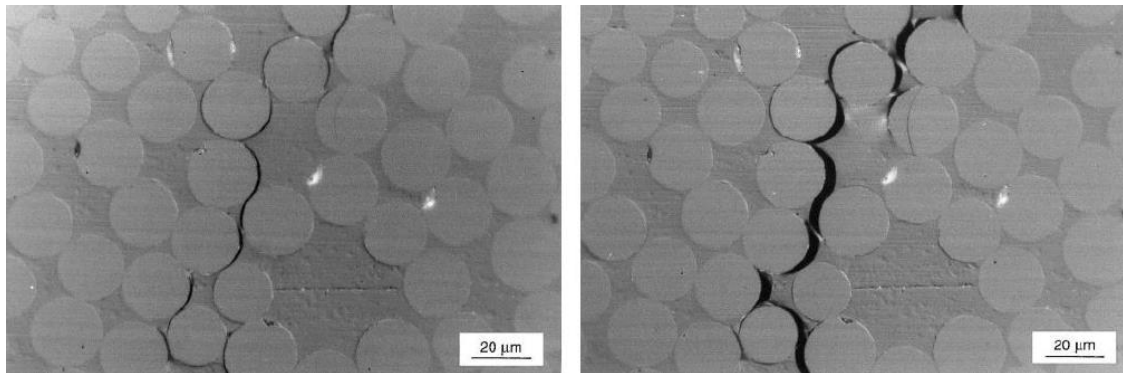


Figure III-20 : Décohésion fibre/matrice et coalescence de ces micro défauts, formation d'une microfissure [GAM99]

### III.6.1.2 Fissuration matricielle

La fissuration matricielle est un endommagement qui intervient uniquement dans la matrice. Elle apparaît tout d'abord microscopiquement par coalescence des décohésions puis macroscopiquement à des niveaux de charges plus élevés. Ces fissures s'étendent sur toute l'épaisseur du pli et suivent la direction des fibres. Leur apparition et propagation est donc fortement dépendante de l'orientation des fibres par rapport à la direction de la charge. L'épaisseur du pli influence fortement la fissuration matricielle, les grandes épaisseurs désorientées par rapport à la charge favorisent la fissuration [REV11].

### III.6.1.3 Délaminage

Le délaminage est un mécanisme d'endommagement inter-laminaire. Il est dû à deux phénomènes différents et intervient généralement entre deux plis d'orientation différente. Son apparition est imputable à une forte concentration de contrainte inter-laminaire, il intervient alors au niveau des

bords libres d'une pièce. Le délaminage peut également s'amorcer en pointe de fissure matricielle. Cet endommagement est une singularité au niveau inter-laminaire qui provoque une concentration de contrainte. Le délaminage est favorisé par les fortes hétérogénéités d'orientation des différentes couches constituant le stratifié.

#### **III.6.1.4 Rupture de fibres**

Les ruptures de fibres est un mécanisme qui peut être critique pour le matériau. En effet, les mécanismes de rupture de fibres peuvent se scinder en deux classes. La première s'appuie sur l'idée de fibres faibles, plus précisément des fibres qui contiennent un défaut de fabrication ou une section très variable. Ces fibres se rompent alors à de faibles niveaux de sollicitation et endommagent la matrice dans une zone microscopiquement proche [TUR05]. Les propriétés du matériau en sollicitation transverse sont alors diminuées tandis que la perte de rigidité en traction est négligeable. La deuxième classe concerne les ruptures de fibres à sollicitation élevée, si la contrainte à rupture des fibres est peu dispersée, les ruptures interviennent par paquet avec une cinétique très rapide jusqu'à rupture de la pièce.

#### **III.6.2 Modèles d'endommagement disponibles**

De très nombreux travaux concernent la modélisation de l'endommagement dans les matériaux composites. Kachanov et Hashin sont deux des pionniers de ces travaux et ont proposé des formulations qui servent de base à la grande majorité des travaux depuis [KAC61] [HAS73].

Parmi la multitude de modèles, seuls quatre modèles d'endommagement pour plis unidirectionnels et deux modèles de plis tissés sont discutés dans ce travail. Ils sont présentés en détails dans les annexes 1 à 6. Ces modèles d'endommagement sont très complets et permettent d'obtenir des calculs très représentatifs du comportement réel du matériau. Ils utilisent chacun une méthode différente pour tenir compte de l'évolution des propriétés du pli. Ces méthodes sont basées sur des constatations à trois échelles : microscopique, mésoscopique et macroscopique. Certains de ces modèles se concentrent sur l'une de ces échelles tandis que d'autres en utilisent plusieurs. L'ensemble des modèles présentés est construit à l'échelle du pli indépendamment de ou des échelle(s) des phénomènes physiques pris en compte. Cette échelle n'est pas la seule utilisée dans le calcul de pièces composites mais elle est la plus courante puisqu'elle propose un bon rapport entre le temps de calcul, la facilité d'identification des modèles, la polyvalence et la précision. En effet, les modèles à l'échelle microscopique permettent une très bonne précision ainsi qu'une bonne représentation des phénomènes physiques qui interviennent dans le matériau. Ces modèles demandent en revanche une caractérisation fine des matériaux du pli (fibre et résine) et des moyens d'essais sophistiqués pour valider l'évolution d'endommagement prédite par le modèle. L'échelle étant très petite, ces modèles utilisent également des nombres de degrés de liberté très grands et ne sont pas adaptés au calcul de structure. A l'inverse des modèles microscopiques, des modèles macroscopiques ont été définis. Ces modèles sont bien adaptés au calcul de structure en offrant une précision correcte avec un faible temps de calcul. Ils sont basés sur des constatations du comportement à l'échelle macroscopique et sont donc simples à identifier. Toutefois ils sont très peu utilisés malgré leurs avantages. En effet, les modèles construits à cette échelle ne sont valables que pour un unique empilement. Les modèles mésoscopiques sont donc un compromis entre ces deux

échelles. Ils permettent une bonne polyvalence en se plaçant à l'échelle du pli ce qui autorise tous les empilements. Ils offrent également un temps de calcul raisonnable suivant leur degré de raffinement et donc permettent du calcul de structure.

### **III.6.2.1 Modèles pour plis unidirectionnels**

Du fait de la complexité des CFRP (hétérogénéité et anisotropie) et du nombre de phénomènes de dégradation, la création d'un modèle représentatif pour tous types de sollicitation est très complexe. L'anisotropie est de plus variable en fonction du tissage choisi (unidirectionnel, tissé équilibré, ...) ce qui ajoute une difficulté supplémentaire. Afin de simplifier le problème, chaque modèle ne s'applique qu'à un type de tissage. Le pli unidirectionnel est l'objet d'étude d'un très grand nombre de travaux dans diverses conditions (humidité, température,...) et à différentes échelles. Seuls quatre modèles sont abordés dans la suite en raison de leurs performances.

Dans les modèles de pli unidirectionnel présentés dans les annexes 1 à 4, seul le modèle des Mines de Paris (Annexe 1) est construit uniquement sur des constatations à l'échelle mésoscopique. Il ne considère que la fissuration transverse qui intervient dans le pli. Ce modèle se base sur l'ouverture et l'orientation des fissures pour calculer les propriétés du pli. Ces propriétés sont également dépendantes de la densité de fissuration. Cette modélisation permet de tenir compte de la dissymétrie du comportement entre traction et compression par la fermeture des fissures. Ce modèle donne des résultats très satisfaisants pour la prédiction du comportement mais il est construit en contrainte plane et n'est donc pas applicable à la liaison en T de la voilure caisson. De plus, il nécessite les courbes expérimentales de la densité de fissures en fonction de la contrainte appliquée sur des empilements d'orientation différente. La détermination expérimentale de la densité de fissures nécessite le comptage du nombre de fissures en cours d'essai. Certains paramètres du modèle sont ensuite déterminés par des méthodes numériques inverses ce qui rend l'identification du modèle complexe.

Deux modèles du pli unidirectionnel sont construits à partir de constatations microscopiques et mésoscopiques, il s'agit du modèle de Pprime (Annexe 2) et celui du LMT Cachan (Annexe 3). Le modèle de Pprime est un modèle plus simple que celui du LMT Cachan, il est mieux adapté au calcul de structures complexes. Cette plus grande simplicité permet une rapidité accrue des calculs. Le modèle de Pprime prend en compte l'endommagement diffus, la fissuration matricielle, la non-linéarité en cisaillement et le délaminage. En cisaillement, la déformation n'est pas uniquement considérée comme de l'élasticité non linéaire et de la plasticité mais définie aussi le glissement des fibres entre elles. Ce modèle tient compte du caractère unilatéral de l'endommagement entre traction et compression. Il requiert uniquement des essais classiques pour son identification. En revanche, ce modèle implique la localisation de l'endommagement et une dépendance au maillage qui sont atténuées par une régularisation visqueuse. La prise en compte du délaminage et plus généralement d'une composante hors plan ainsi que la rapidité de calcul permettent l'utilisation de ce modèle dans le cadre de ce projet et notamment pour les liaisons en T entre les voiles et la peau. Le modèle du LMT Cachan est construit sur les mêmes types d'endommagement du pli que le modèle de Pprime et tient également compte du caractère unilatéral. La description mathématique de ces phénomènes est différente et plus complexe. Cette complexité permet une précision accrue mais impose une identification de constantes et propriétés plus difficile et nécessitant plus d'essais.

Ce modèle est également plus lourd puisqu'il requiert l'intégration sur le voisinage de chaque point d'intégration. De plus, la formulation est décrite pour des matériaux chargés uniquement dans le plan. Le délaminage modélisé provient des états de contraintes produits par la géométrie et l'endommagement. Ce modèle n'est donc pas applicable à la liaison en T de la voilure caisson qui induit des chargements tridimensionnels dans les plis.

Le dernier modèle présenté est le modèle de l'ONERA (Annexe 4). Il est basé sur des constatations aux trois échelles du composite et est donc le plus complet. Il ajoute aux phénomènes déjà pris en compte par les autres modèles l'influence de la rupture des fibres faibles sur l'état de la matrice et réciproquement l'influence de l'état de la matrice sur la contrainte à rupture en traction dans le sens des fibres. Ce modèle tient également compte des contraintes thermiques résiduelles qui nécessitent la connaissance du tenseur thermique du pli. Le comportement en cisaillement est modélisé très différemment des autres modèles. La viscosité est en effet modélisée grâce à un modèle spectral non linéaire. Cette méthode de modélisation impose des essais de fluage pour l'identification des paramètres mais permet la prise en compte du taux de déformation directement. Les autres modèles implémentent ce taux de déformation par des constantes et limite donc la validité du modèle à une vitesse donnée. La précision du modèle de l'ONERA est alors excellente mais compte d'innombrables paramètres et nécessite plus d'essais pour les obtenir expérimentalement. Il est également plus coûteux en temps de calcul ce qui est pénalisant pour une utilisation dans un cadre industriel comme c'est le cas de ce projet. Ce modèle a de plus été écrit en contrainte plane et ne permet donc pas de s'en servir pour les liaisons de l'aile caisson.

### III.6.2.2 Modèles pour plis tissés

Contrairement aux plis unidirectionnels qui font l'objet d'une multitude de travaux et d'approches, les plis tissés ont fait l'objet d'études plus récemment. Les plis tissés présentent deux particularités, la première est le comportement des fibres dans les sens chaîne et trame, la seconde est une forte non-linéarité en cisaillement.

Tout comme les modèles de pli unidirectionnel, les modèles de pli tissé sont basés sur des constatations à différentes échelles. Le modèle de l'université du Connecticut (Annexe 5) est fondé uniquement sur l'observation du comportement macroscopique. Le modèle considère que le matériau est linéaire élastique dans les directions des fibres et fortement non linéaire en dehors de ces axes. Du fait de cette forte non-linéarité, le modèle est écrit en grande déformation. Celui-ci utilise une loi puissance dépendant du taux de déformation et de la contrainte appliquée pour décrire la courbe maitresse en hors axe. Un critère de rupture basé sur les travaux de Monkman-Grant est ajouté à ce modèle afin de tenir compte de la variation de la contrainte à rupture en fonction du taux de déformation. Ce modèle relativement simple nécessite très peu d'essais pour son identification. En revanche, il est écrit pour des sollicitations dans le plan et nécessite une extension dans le cadre de ce projet. De plus, il est écrit uniquement pour des sollicitations de traction ce qui est très limitant pour une voilure. Le point le plus bloquant pour son utilisation est le fait qu'il n'y ait pas d'évolution du module de rigidité quelle que soit l'orientation du chargement par rapport aux fibres. Or les essais réalisés sur les matériaux constitutifs de la voilure caisson montrent une évolution sensible du module.

Le modèle du LMA (Annexe 6) est beaucoup plus complet que le modèle précédent. En effet, il tient compte de plusieurs phénomènes observés à l'échelle microscopique lors d'essais sur tissés. Le modèle considère un comportement linéaire élastique dans les sens fibres et non linéaire avec une loi puissance en cisaillement tout comme le modèle de l'université du Connecticut. Il représente la différence de comportement entre traction et compression ainsi que la modification du comportement en cisaillement couplé avec une traction sens fibres. En effet, cette traction crée des décohésions et des microfissures qui réduisent le module et la résistance en cisaillement. L'endommagement en fonction de la charge qui entraîne la diminution du module de cisaillement est également représenté par ce modèle. La modélisation plus fine du comportement du pli tissé entraîne le besoin d'un plus grand nombre d'essais pour déterminer l'ensemble des paramètres nécessaires et un temps de calcul supérieur mais raisonnable. Ce modèle est lui aussi écrit en contrainte plane et n'est donc pas adapté pour représenter le comportement des liaisons en T dans la voilure caisson.

### **III.6.2.3 Bilan pour l'application visée**

Un nombre très important et grandissant de modèles d'endommagement possède un bon degré de raffinement mais la presque totalité de ces modèles a été développée en contraintes planes. Cette hypothèse simplificatrice réduit le temps de calcul mais rend ces modèles inaptes à représenter le comportement des liaisons en T de la voilure caisson à cause de l'état de contraintes tridimensionnel. Des travaux sur des modèles d'endommagement 3D sont actuellement menés par J. Pailhes et al. [PAI02] par exemple. En effet, des pièces sont dorénavant fabriquées grâce à un tissage 3D des fibres qui forment le renfort. Cette technologie est notamment utilisée pour les aubes de turbine. Ces pièces sont soumises en service à des températures élevées, la matrice est alors une matrice céramique. Ces matériaux présentent des modes d'endommagement et de rupture similaires aux matériaux de cette étude. Ces modèles contiennent un nombre de paramètres très élevé puisqu'ils présentent le même degré de raffinement que les modèles en contraintes planes. La difficulté de la modélisation du comportement des liaisons en T réside dans la présence de différents matériaux. Ces pièces sont constituées de plis unidirectionnels et tissés ainsi que du nida. Ces trois matériaux sont décrits chacun par un modèle différent et souvent avec un formalisme différent. Ces variations induisent une implémentation et une mise en donnée du modèle très lourdes et complexes pour une application industrielle. Le modèle développé ci-après ne tient pas compte de certains phénomènes tels que la rupture des fibres faibles et l'endommagement de la matrice en traction dans les différents matériaux. L'objectif est de créer un modèle comprenant les phénomènes nécessaires à la description du comportement de la liaison T avec un temps de calcul et une implémentation les plus réduits possibles pour le calcul de structure en industrie.

### **III.6.3 Modèle d'endommagement développé**

L'ensemble des modèles d'endommagement décrit dans le paragraphe III.6.2 permet une bonne représentation des phénomènes qui pilotent l'endommagement des composites et donc offre une grande capacité de prédiction des simulations. La qualité des résultats a un coût en termes de temps de calcul et d'identification des multiples paramètres des modèles. La volonté de notre projet est de conserver un modèle utilisable dans un contexte industriel. Pour appréhender les mécanismes

d'endommagement sur tous les composants de l'aile à un moindre coût, la simplicité est de mise. Le modèle doit tenir compte du caractère orthotrope des matériaux, de la plasticité mise en évidence lors des essais et de l'endommagement en cisaillement selon la même méthode développée par B. Gentilleau [GEN12]. Le formalisme de ce modèle doit de plus être capable de s'adapter aux différents matériaux pour être polyvalent. En effet, un empilement a été choisi pour la voilure caisson mais le modèle doit pouvoir s'adapter à toutes pièces que l'industriel souhaite dimensionner. Il est donc développé à l'échelle mésoscopique mais il se base sur des constatations macroscopiques afin de faciliter l'identification des paramètres. Le modèle ne prend pas en compte les phénomènes visqueux qui influent fortement sur le comportement en cisaillement. Cela nécessite la connaissance des vitesses de sollicitation qui interviennent sur un spectre de vol, des essais supplémentaires et du temps pour la mise en donnée. Les informations sur le vol et le temps n'étant pas disponibles, cette partie du comportement n'est pas implémentée.

### III.6.3.1 Elasticité orthotrope

Deux modèles sont créés pour représenter le comportement des matériaux, le premier pour les éprouvettes à base de plis Ud, le second pour les éprouvettes à base de plis tissés. Toutes les constantes élastiques du modèle sont les modules initiaux mesurés lors des essais matériaux.

L'ensemble des propriétés des plis n'a pas été mesuré lors des essais de caractérisation. Les directions transverse et hors plan du composite sont considérées équivalentes, le module élastique hors plan  $E_{33}$  est donc pris égal au module transverse dans le plan  $E_{22}$  pour les plis Ud, approximation courante dans les composites. Le même module hors plan est utilisé pour les deux types de pli. Dans les plis Ud, le coefficient de Poisson est pris égal dans toutes les directions, de même que les modules de cisaillement. Dans les plis tissés, les coefficients de Poisson et modules de cisaillement ayant une composante hors plan sont pris égaux à ceux du pli Ud.

### III.6.3.2 Dissymétrie traction-compression

L'analyse des résultats expérimentaux sur les plis Ud dans le sens des fibres a montré que le module d'élasticité possède un écart de 14 % entre la traction et la compression. Cet écart est important et nécessite d'être pris en compte dans le modèle numérique. Il est alors implémenté au moyen d'un sous-programme utilisateur. Une variable permet de modifier la valeur du module d'élasticité uniquement dans la direction des fibres suivant le signe de la contrainte dans cette même direction.

### III.6.3.3 Plasticité orthotrope

Comme montré dans le paragraphe III.5, les matériaux présentent un comportement plastique uniquement lorsqu'ils sont sollicités en traction à  $\pm 45^\circ$  par rapport aux directions de fibres. Cette caractéristique impose l'utilisation d'une loi de plasticité orthotrope. Toutefois il n'existe pas à proprement parler d'option permettant de définir une plasticité orthotrope dans Abaqus®. Par simplicité et puisque le matériau possède un unique 'axe principal' de plasticité, la solution est d'utiliser une plasticité anisotrope en ne permettant l'endommagement qu'en cisaillement. Des ratios de contrainte permettent l'activation de la plasticité à différents niveaux de charge pour chaque sollicitation créant ainsi une plasticité anisotrope. Il existe 6 ratios  $R_{11}$ ,  $R_{22}$ ,  $R_{33}$ ,  $R_{12}$ ,  $R_{13}$ ,  $R_{23}$  qui correspondent respectivement aux 6 composantes du tenseur des contraintes. Ces ratios sont

comparés à chaque incrément de calcul au rapport de la contrainte dans une direction sur le seuil plastique. Dans le cas où le rapport est supérieur au ratio, la plasticité est activée dans la direction. Ainsi, en choisissant des ratios élevés dans les directions qui ne présentent pas de plasticité et une valeur finie dans les directions qui en présentent, une plasticité se développant sous cisaillement uniquement est définie. L'évolution de la plasticité est appréhendée par une courbe d'écrouissage et le tenseur de déformation plastique est normal à la surface limite du critère de Hill.

L'écrouissage observé expérimentalement est non linéaire. La plasticité anisotrope étant implémentée dans Abaqus uniquement à écrouissage linéaire, un travail doit être réalisé pour obtenir le comportement réel. La cinétique d'écrouissage peut être définie sous forme tabulaire. Elle reproduit alors l'écrouissage par succession de segments linéaires reliant les points de la courbe contrainte-déformation plastique.

La partie plastique du comportement de l'éprouvette est définie par la loi de Hooke sous forme tensorielle :

$$\sigma = C[\varepsilon - \varepsilon^{pl}] \quad \text{Éq III-2}$$

La déformation plastique s'écrit alors en fonction de la déformation mesurée (totale), la contrainte et le module de cisaillement :

$$\gamma_{12}^{pl} = \gamma_{12} - \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \quad \text{Éq III-3}$$

La loi tabulée doit être définie avec un pas adéquat entre les points afin d'avoir une courbe suffisamment lissée comme le montre la Figure III-21.

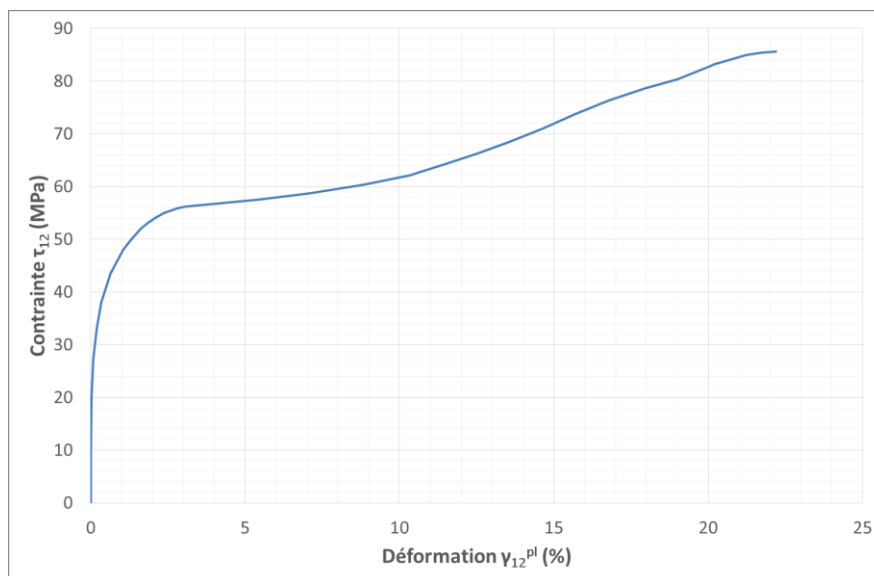


Figure III-21 : Représentation de la loi tabulée d'écrouissage non linéaire d'un pli unidirectionnel

Dans les directions transverse et hors plan des plis Ud, la plasticité est également présente d'après les observations expérimentales. La plasticité dans ces directions est alors activée avec la même méthode. Un coefficient permet de modéliser la plasticité dans la direction transverse avec la même loi de plasticité qu'en cisaillement plan. La valeur de R22 et R33 n'est pas alors pas choisi à 1 mais à une valeur supérieure permettant de prendre en compte la différence de rigidité entre la compression transverse et le cisaillement plan. La dissymétrie de contrainte à rupture traction-

compression est suffisamment grande pour que la plasticité intervienne très peu en traction. Cette méthode autorise une bonne approximation de la plasticité mais peine à représenter le comportement à charge élevée (Figure III-22).

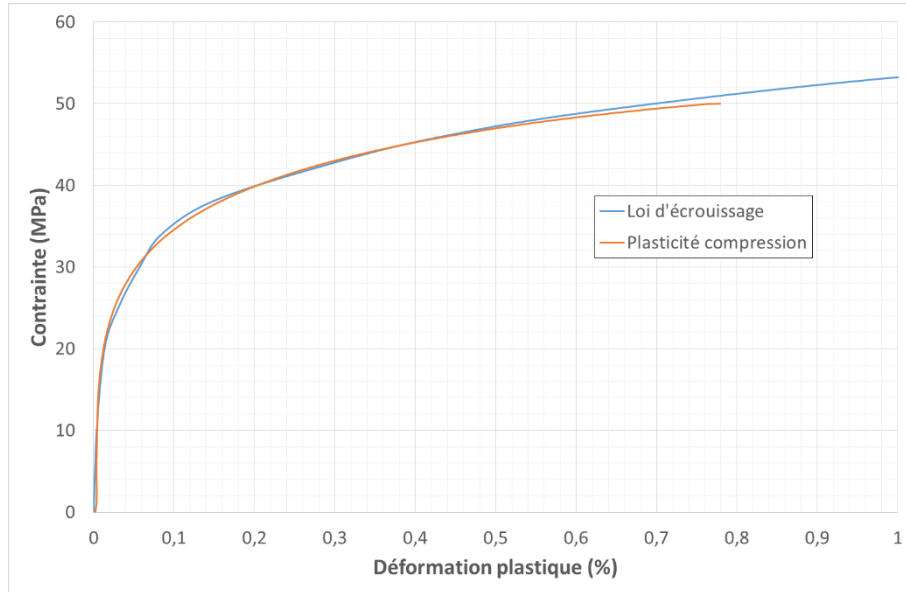


Figure III-22 : Comparaison de la loi d'érouissage tabulée et de la plasticité en compression transverse d'un pli unidirectionnel corrigée avec un coefficient  $R = 2,95$

### III.6.3.4 Endommagement

L'endommagement dans ce modèle n'intervient que dans les directions à  $\pm 45^\circ$  des fibres pour les deux types de plis étudiés. Seul le module de cisaillement plan est alors abaissé en cours d'essai. Contrairement aux modèles présentés précédemment, la variation du module n'est pas réalisée au moyen d'une variable d'endommagement mais une loi tabulaire est employée. Elle est pilotée par la déformation plastique du matériau. La loi est implémentée dans Abaqus par un sous-programme utilisateur USDFLD (userfield). Afin de réaliser cette loi tabulée, l'ensemble des couples module de cisaillement-déformation plastique doit être obtenue. Ces couples sont déterminés expérimentalement à partir des essais CRP. Le module est le module sécant à chaque boucle et la déformation plastique est la déformation mesurée à chaque retour à contrainte nulle.

Dans l'objectif de rendre le modèle représentatif du comportement du matériau, le module de cisaillement doit être déterminé pour chaque valeur de déformation admissible. En reprenant l'Éq III-3, la déformation est écrite en fonction du module de cisaillement, qui est lui-même dépendant de la déformation plastique et de l'endommagement  $f(\gamma_{12}^{pl})$  évoluant avec :

$$\gamma_{12}^{pl} = \gamma_{12} - \frac{\tau_{12}}{G_{12}} = \gamma_{12} - \frac{\tau_{12}}{G_{12}(f(\gamma_{12}^{pl}))} \quad \text{Éq III-4}$$

Entre ces couples de valeurs  $G_{12}, \gamma_{12}^{pl}$  connues, l'interdépendance du module de cisaillement avec la déformation plastique rend impossible le calcul de l'un ou de l'autre. Une interpolation linéaire est alors définie entre chaque couple consécutif. Ces interpolations permettent de créer une continuité dans l'évolution du module de cisaillement en fonction de la déformation plastique. Le module de

cisaillement s'exprime alors en un point quelconque en fonction des valeurs des couples l'encadrant et de la déformation plastique à ce point.

$$G = G_i + \delta(\gamma^{pl} - \gamma^{pl}_i) \quad \text{où} \quad \delta = \frac{G_{i+1} - G_i}{\gamma^{pl}_{i+1} - \gamma^{pl}_i} \quad \text{Éq III-5}$$

Cette équation est toujours fonction des deux inconnues, le couplage des Éq III-4 et Éq III-5 élimine la déformation plastique, le module de cisaillement s'exprime alors :

$$G_{12} = G_i + \delta \left( \left( \gamma_{12} - \frac{\tau_{12}}{G_{12}} \right) - \gamma^{pl}_i \right) \quad \text{Éq III-6}$$

Par réécriture, l'équation du second ordre suivante est obtenue :

$$G_{12}^2 - \left( G_i + \delta(\gamma_{12} - \gamma^{pl}_i) \right) G_{12} + \delta \tau_{12} = 0 \quad \text{Éq III-7}$$

Dans cette expression, seul le module de cisaillement est inconnu, il peut donc être déterminé. En injectant sa valeur dans l'Éq III-4, la déformation plastique est déterminée. Les valeurs de module de cisaillement et de déformation plastique peuvent alors être calculées pour toute déformation imposée. Le comportement mécanique des plis est alors représenté par le modèle numérique quelle que soit la direction de sollicitation sur toute la plage de chargement. Un critère de rupture et un comportement après rupture doivent ensuite être implémentés afin de réaliser des calculs prédictifs sur les semi-structures dont le drapage est complexe.

### III.6.3.5 Critère de rupture

Le drapage des plis dans les semi-structures favorise principalement le chargement en cisaillement plan dans des plis tissés, modélisé par le travail ci-dessus, et dans le sens fibres de plis Ud. Toutefois, suivant le mode de sollicitation de ces structures, il est possible que des plis Ud soient fortement chargés dans les sens transverse ou hors plan. Ces plis n'ont pas montré d'endommagement lors des essais matériaux, seule leur rupture peut avoir une influence importante sur le comportement global de la liaison. La modélisation de ces ruptures est donc nécessaire.

De nombreux auteurs ont travaillé sur les critères de rupture dans les composites et plus particulièrement sur les plis Ud qui sont majoritairement utilisés en aéronautique. C'est notamment le cas de Hashin [HAS73] qui propose un critère pour le cas de plaques. Ce critère tient compte de la dissymétrie de comportement entre traction et compression. Puck et al. [PUC02] ont plus récemment proposé un critère tridimensionnel qui tient compte de l'orientation du plan de rupture en fonction du chargement que subit le matériau. Ce critère permet une très bonne approximation de la surface de rupture. Il est également basé sur deux critères différents pour la compression et la traction. La différence avec les travaux d'Hashin réside dans le fait que la traction ou la compression est prise dans le plan de rupture qu'il est nécessaire de déterminer au préalable. L'orientation du plan de rupture est obtenue en cherchant l'angle pour lequel la valeur du critère est maximale. Ce critère nécessite huit paramètres : les quatre contraintes à rupture en traction, compression, cisaillement transverse et cisaillement longitudinal ainsi que quatre paramètres appelés paramètres d'inclinaison. Ces paramètres permettent de réaliser et lisser le raccordement entre les parties négatives et positives du critère de rupture. Le critère de Puck permet une bonne précision dans

l'évaluation de la rupture mais il nécessite la recherche d'un maximum qui augmente le temps de calcul, cette recherche se faisant à chaque point d'intégration et chaque incrément.

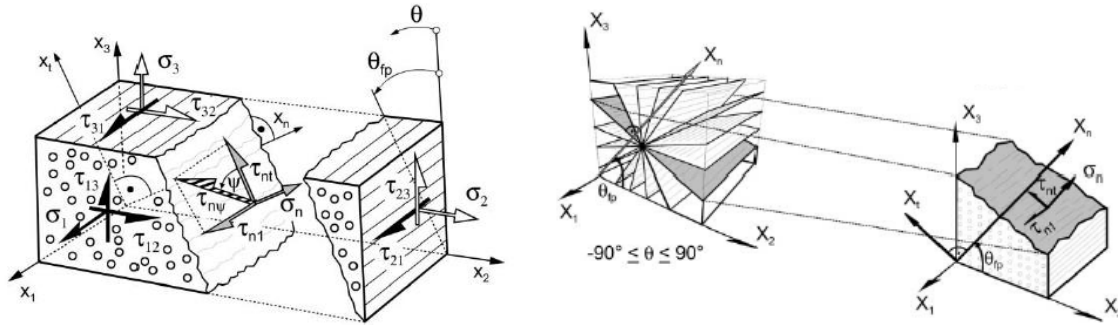


Figure III-23 : Illustrations du plan de rupture et de sa recherche en fonction du chargement

Un critère de Hashin tridimensionnel est alors implémenté pour conserver un calcul le plus léger possible et ainsi permettre d'utiliser ce modèle sur une structure de grande dimension avec des moyens raisonnables. La valeur du critère de rupture transverse se calcule alors de la manière suivante :

$$Fc = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{22}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{Y_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{Y_{23}}\right)^2} \quad \text{Éq III-8}$$

Où  $Y_{ij}$  est la contrainte à rupture dans la direction  $ij$ . Ce critère est dissocié en deux parties suivant que la contrainte  $\sigma_{22}$  soit positive ou négative, la valeur de  $Y_{22}$  est modifiée en fonction du signe de la contrainte pour correspondre aux mesures expérimentales. Un autre critère est construit sur le même principe pour les ruptures hors plan :

$$Fc = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{33}}{Y_{33}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{Y_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{Y_{23}}\right)^2} \quad \text{Éq III-9}$$

Ces critères de rupture sont également implémentés grâce au sous-programme utilisateur. Une variable est utilisée pour suivre l'évolution de chacun des critères de rupture. Lorsque le critère  $Fc$  atteint 1, le module de rigidité dans la direction correspondante prend la valeur de 1 Pa, le coefficient de Poisson est lui mis à 0. La valeur du critère de rupture est stockée d'un incrément sur l'autre, si la rupture est atteinte la valeur de 1 est conservée jusqu'à l'arrêt du calcul. Cette méthode permet de continuer le chargement de la pièce sans utiliser des algorithmes complexes permettant la progression d'une fissure. Ce type de technique nécessite un maillage fin en pointe de fissure et un remaillage automatique en cours de calcul, il est donc gourmand en ressources.

Aucun critère n'est implémenté dans la direction des fibres. La rupture est attendue principalement dans les directions transverse et hors plan, il n'est pas jugé nécessaire d'ajouter un paramètre supplémentaire pour la modéliser. De même, il est peu probable que la déformation en cisaillement plan atteigne 20 %, aucun critère de rupture n'est donc défini dans cette direction. Si toutefois il s'avère nécessaire d'ajouter des critères pour ces directions, le sous-programme utilisateur peut être modifié en conséquence.

### III.6.4 Validation du modèle de comportement

La loi de comportement développée ci-dessus est ensuite validée à partir de la modélisation d'un volume élémentaire représentatif (VER) du matériau et des résultats expérimentaux. Le VER est sollicité selon les axes principaux d'orthotropie du matériau. Des sollicitations de traction et de compression sont réalisées afin de vérifier la représentativité de la loi de comportement implémentée. Dans le sens longitudinal pour le pli tissé, la non-linéarité en compression probablement due à la méthode d'essai n'est pas prise en compte par le modèle (Figure III-24). Dans le sens transverse, le modèle prédit une plasticité légèrement plus faible que celle observée à l'essai mais l'approximation est bonne. Le comportement hors-plan n'est pas montré ici puisque le modèle impose un comportement identique à celui dans l'axe transverse. De même, les courbes contrainte – déformation dans les directions des fibres du pli tissé ne sont pas montrées puisque le comportement est linéaire élastique sans critère de rupture. Ces courbes sont donc très proches des essais.

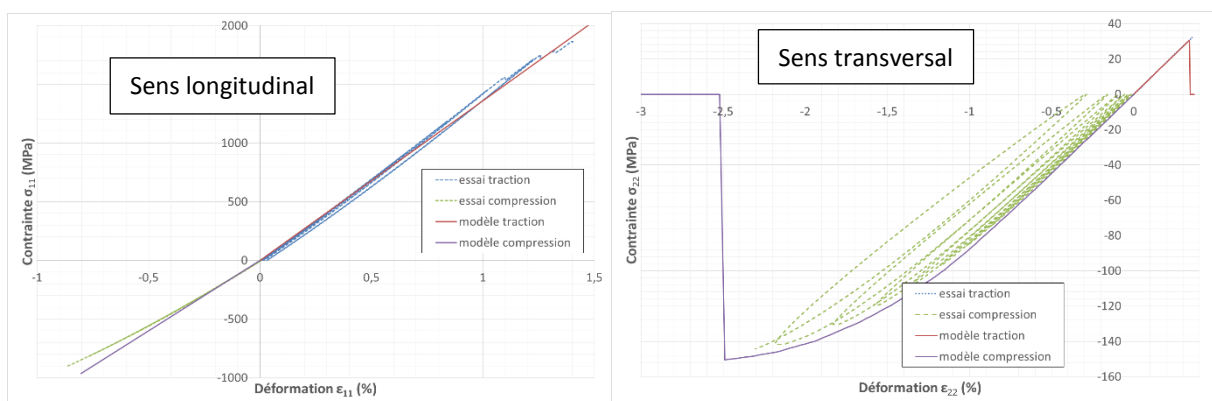


Figure III-24 : Comparaison des courbes contrainte – déformation obtenues expérimentalement et numériquement sur le pli unidirectionnel sollicité en sens fibre et transverse

En cisaillement, le comportement est vérifié pour les deux types de pli (Figure III-25). La corrélation entre les courbes numériques et expérimentales est très bonne pour la plasticité comme l'endommagement. En revanche, la contrainte en fin d'essai est légèrement sous-estimée.

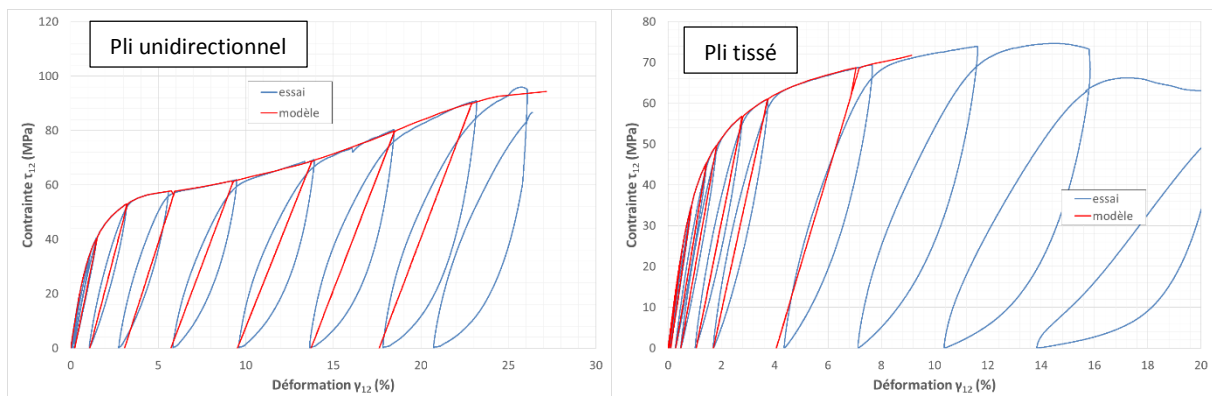


Figure III-25 : Comparaison des courbes contrainte – déformation obtenues expérimentalement et numériquement pour le pli unidirectionnel et le pli tissé sollicités en cisaillement

Ce même modèle d'endommagement est ensuite validé sur différentes géométries en cisaillement. Cet axe de sollicitation crée un état de contraintes multiaxial avec de grandes déformations ce qui fait intervenir le changement de section par effet Poisson. Il permet donc par un unique essai de valider plusieurs paramètres du modèle. La première de ces géométries est un VER en coque chargé

en cisaillement pure. Un autre VER en coque est ensuite évalué dans lequel les plis sont orientés à  $\pm 45^\circ$  et sollicité en traction à  $0^\circ$ . Enfin deux éprouvettes avec des plis à  $\pm 45^\circ$  sont modélisées, l'une en coque et l'autre en 3D. La Figure III-26 montre que les calculs donnent des résultats très proches quel que soit le modèle. Cette figure indique que la loi matériau, qui est inchangée entre ces calculs, est robuste par rapport au choix du modèle effectué.

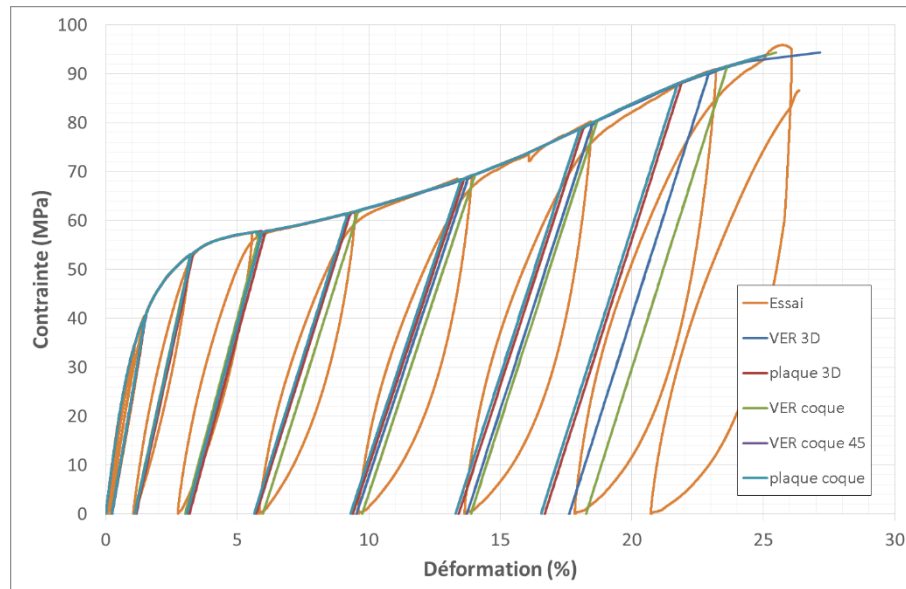


Figure III-26 : Courbe comparative des résultats obtenus en cisaillement avec les différents modèles

### III.7 Bilan

Dans ce chapitre, les propriétés des matériaux constitutifs de la voilure caisson ont été caractérisées puis identifiées. Différentes modélisations du comportement mécanique issues de la littérature ont été présentées, celles-ci sont développées en majorité par des laboratoires français. Ces lois sont complexes à identifier et à implémenter, de plus elles nécessitent un temps de calcul grand qui les rend peu adapté au calcul de structure. Le calcul des éprouvettes matériaux, voire des semi-structures, est possible mais il n'est pas envisageable dans un contexte industriel.

Une loi de comportement matériau a alors été développée. Celle-ci est basée sur des grandeurs observables lors des essais ce qui la rend relativement simple à identifier. Les essais sont classiques et leur nombre nécessaire est également limité afin de réduire le coût. Malgré ces limitations, le niveau de précision de la loi est bon bien qu'inférieur aux lois disponibles dans la littérature. Cette précision inférieure induit la réduction du temps de calcul autorisant l'utilisation de cette loi dans un calcul de structure. De plus, cette loi autorise des modifications du comportement relativement facilement pour s'adapter à différents matériaux. C'est le cas dans ce travail, la même loi est utilisée afin de modéliser le comportement des plis Ud et tissés. Cette loi a été validée sur des éprouvettes élémentaires avec différentes modélisations, son fonctionnement en multi-matériaux a également été vérifié. La loi doit maintenant être validée sur les éprouvettes représentatives de la liaison voile-peau dont l'empilement et la géométrie sont plus complexes.



## IV. Semi structures

Le but de cette partie est d'améliorer la compréhension du comportement des structures de type caisson afin de les dimensionner au plus juste voire d'en modifier le design pour accroître les performances. Les liaisons en T au sein de la voilure sont des zones de transition d'effort entre les voiles et la peau. Ces liaisons sont donc des points clés du comportement et de la tenue de l'aile caisson. La compréhension et la modélisation fine du comportement global de la voilure nécessite alors de déterminer le comportement de la liaison voile-peau. Pour s'affranchir des difficultés et du coût d'un travail sur une structure complète, une étude multi-échelles est mise en place. Après avoir identifié le comportement mécanique des matériaux constitutifs et dimensionné une aile caisson, le focus est porté sur des semi-structures représentatives des liaisons en T. Ces semi-structures sont tout d'abord dimensionnées à partir du modèle d'aile caisson en coque. Leur microstructure est ensuite optimisée afin de transmettre le maximum de charge avant l'apparition du premier endommagement. Des essais spécifiques représentatifs des modes de sollicitation identifiés à partir du modèle d'aile sont conçus, une métrologie adéquate est mise en place pour caractériser le comportement de ces semi-structures. Un modèle numérique complexe est finalement créé pour corréler les mesures expérimentales. Ce modèle sert de base numérique à la création d'un modèle simplifié capable d'être implémenté dans un calcul d'aile complet avec un temps de calcul raisonnable.

### IV.1 Choix des éprouvettes par rapport à l'aile caisson

#### IV.1.1 Choix de la stratification

Les éprouvettes technologiques ou semi-structures sont réalisées avec une géométrie et une stratification similaires à celles présentes dans la voilure. Pour qu'un intérêt soit retiré de ces éprouvettes vis-à-vis du dimensionnement, celles-ci sont choisies représentatives d'une zone fortement chargée de la voilure caisson, la zone située au niveau du changement de dièdre de la voilure. La géométrie et la stratification sont prises dans la zone de l'aile régulière à une envergure légèrement supérieure à ce changement de dièdre pour s'affranchir de la double courbure de la peau à ce niveau. La section du voile est alors formée par les plis  $(X, -, nida)_s$  dans lequel l'axe 1 est orienté selon l'envergure. Cela signifie que la section est composée d'un pli tissé orienté à  $\pm 45^\circ$  (X) et d'un pli Ud orienté à  $90^\circ$  de l'axe 1 (-). Selon la même nomenclature, la peau est formée par  $(X, |_2, nida)_s$  soit un pli tissé à  $45^\circ$  et deux plis Ud dont les fibres sont orientées selon l'envergure. Dans la peau comme dans le voile, l'épaisseur totale de nida est de 5mm.

#### IV.1.2 Courbure de la peau

La peau de la voilure caisson forme le profil de l'aile, elle est donc courbe quelle que soit la position sur l'aile. Le rayon de courbure moyen de la zone dans laquelle des voiles sont placés est utilisé pour les éprouvettes technologiques. En effet, les voiles ne sont pas disposés sur la totalité de la corde, or au niveau des bords d'attaque et de fuite où il n'y a pas de voile, le rayon de courbure présente de

fortes variations. Il existe également des points d'inflexion, des asymptotes verticales apparaissent alors, comme on le constate à environ 800 mm de corde sur la Figure IV-1. Afin de ne pas fausser le calcul moyen du rayon de courbure, ces zones ne sont pas prises en compte.

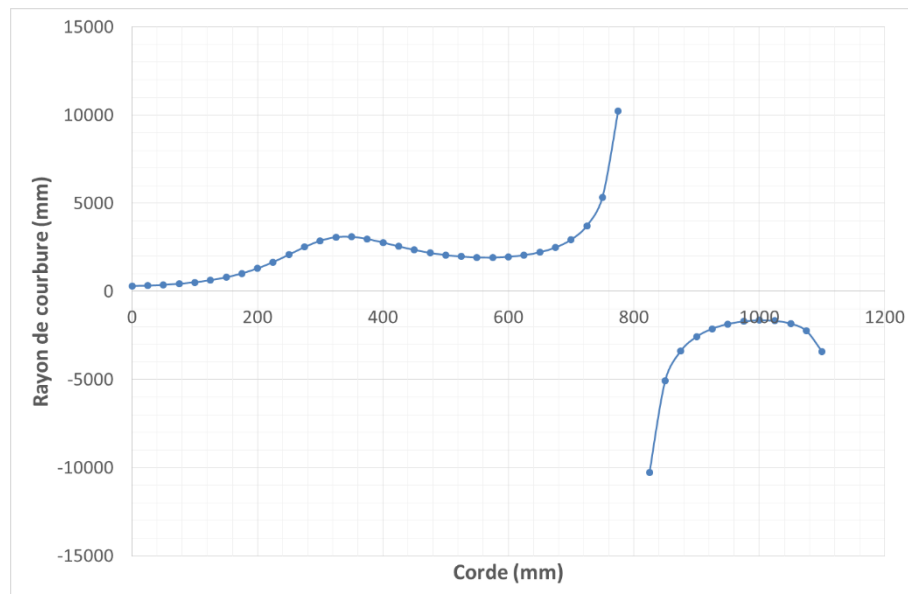


Figure IV-1 : Evolution du rayon de courbure de la peau intrados en fonction de la corde de l'aile

### IV.1.3 Identification des modes de déformation de l'aile caisson

L'architecture caisson de la voilure modifie les modes de déformation qui apparaissent dans une aile. En effet, l'absence de nervure permet le déplacement des voiles les uns par rapport aux autres (Figure IV-2). La flexion de la liaison voile-peau ainsi que de la peau entre les voiles devient importante comparativement à l'architecture classique.

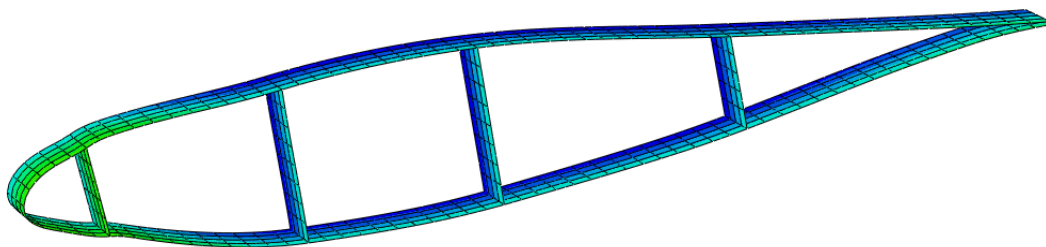


Figure IV-2 : Visualisation de la déformée à l'échelle 5 de l'aile caisson au niveau du winglet

Les mouvements du voile par rapport à la peau sont identifiés sur le modèle numérique de l'aile caisson présenté au paragraphe II.3. Les valeurs de déplacement dans les trois directions de l'espace sont sorties au nœud correspondant à la liaison et aux trois nœuds environnants (Figure IV-3). Les valeurs à l'ensemble des nœuds sur l'envergure sont récupérées au moyen de chemins. La position initiale, c'est-à-dire avant d'imposer un chargement à la voilure, est également sortie pour l'ensemble de ces nœuds. Le même travail est effectué sur les huit liaisons indiquées sur la Figure IV-3.

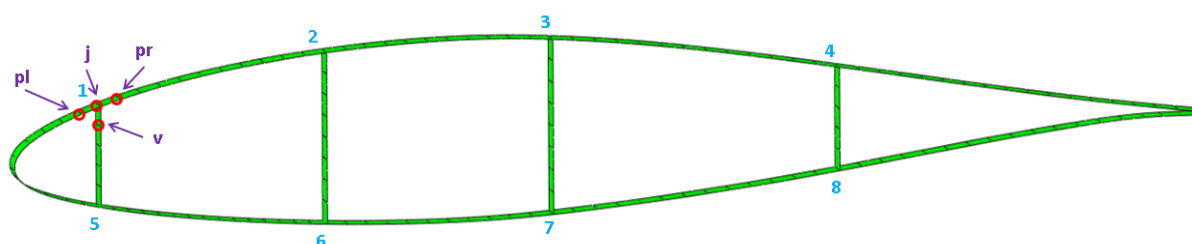


Figure IV-3 : Identification des modes de sollicitation de la voilure caisson

Des calculs analytiques fonction de la position initiale et des déplacements permettent d'identifier les mouvements locaux. Le Tableau IV-1 récapitule les valeurs calculées pour les trois modes quantifiés, à savoir traction, flexion et torsion. Tout d'abord, le déplacement entre les nœuds 'j' et 'v' est calculé ce qui permet de quantifier la traction ou la compression qui intervient dans la liaison. Pour réaliser ce calcul, les trois déplacements de chacun de ces deux nœuds sont utilisés. Grâce à ces valeurs, la position des nœuds après déformation est calculée. Cette position permet d'obtenir la distance entre les nœuds, il est alors possible de déterminer la déformation imposée entre les points 'j' et 'v' connaissant l'écartement initial.

Le deuxième mode de sollicitation mesuré par calculs analytiques est la flexion de la liaison. Le principe de ces calculs est plus complexe que pour la traction car ils moyennent le comportement de la liaison. En effet, pour obtenir la flexion, l'angle de la peau et l'angle du voile sont utilisés. Ces angles sont calculés par segments grâce à la position des nœuds. Le segment formé par 'pl' et 'pr' permet le calcul de l'angle de la peau et celui formé par 'j' et 'v', l'angle du voile (Figure IV-4) : tous deux sont déterminés par rapport aux axes de références de l'aile. Ce moyen de calcul introduit une erreur en tenant compte uniquement d'un segment local et non d'une courbure. En effet, si la peau est très courbée au niveau de la liaison, cette méthode sous-estime la valeur de la flexion. Les déplacements sur le profil sont relativement faibles comparativement aux dimensions du profil de l'aile. Ces calculs servent à identifier les modes et à évaluer leur prédominance. La précision des calculs est donc jugée suffisante. L'angle analytique que possède la liaison est finalement formé par l'angle des deux segments. Cette méthode par segments permet d'obtenir un angle initial avant chargement. A nouveau, un calcul à partir de la position initiale et des déplacements dans le plan normal à l'envergure permet d'obtenir la position déformée des quatre nœuds. Les angles que forment les segments dans l'aile déformée par rapport aux axes de référence sont déterminés. Une simple différence donne finalement l'angle duquel s'est déformée la liaison.

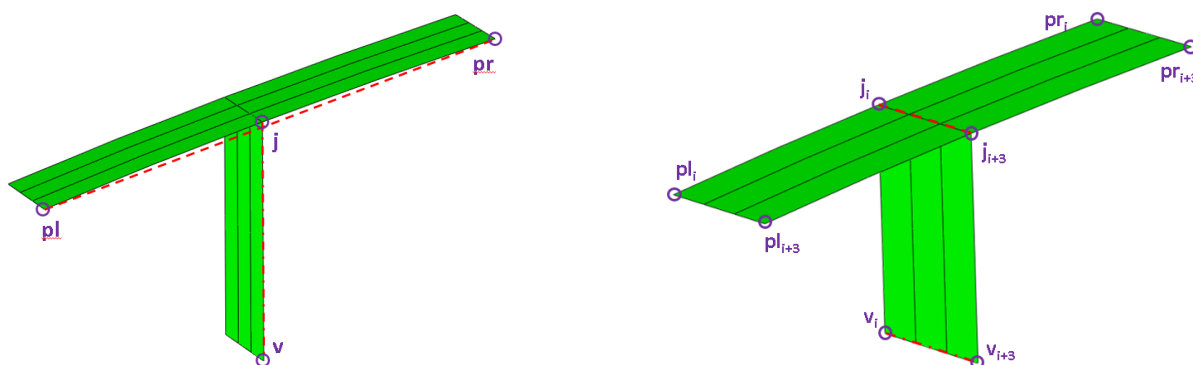


Figure IV-4 : Illustration de la méthode de calcul des déplacements dans les liaisons voile-peau, à gauche en flexion, à droite en torsion

Un dernier mode de sollicitation est identifié par calculs analytiques à partir des déplacements aux nœuds, la torsion de la liaison. Ce calcul est réalisé selon le même principe que la flexion, c'est-à-dire par une différence d'angle entre deux zones de la liaison. La méthode de calcul utilisée nécessite deux hypothèses. La première est que les voiles restent verticaux avec une faible variation d'angle entre le voile et la peau. Les voiles changent peu d'orientation et la variation d'angle est de  $1^\circ$  au maximum, l'hypothèse est donc valable. La seconde hypothèse est que la distance entre les nœuds 'j' et 'v' est constante. Etant donné les déformations calculées précédemment, cette hypothèse est également valable. La torsion est alors déterminée par la différence entre deux dérivées. Ce sont les dérivées du déplacement dans la direction de la corde en fonction de l'envergure aux nœuds 'j' et 'v' (Figure IV-4). La valeur déterminée correspond donc à un angle de torsion à une distance égale à la taille de maille. Il est possible de calculer un angle de torsion unitaire en divisant l'angle obtenu par la taille de maille déformée, toutefois cette valeur impose de considérer une torsion uniforme sur la longueur de la maille. Cette hypothèse est valable dans ce calcul de coque mais dans la suite du travail la zone de liaison est renforcée et cette hypothèse ne sera plus valable.

| Voilure caisson |                                             |                |
|-----------------|---------------------------------------------|----------------|
| <b>Traction</b> | déformation maxi                            | $4,173e^{-4}$  |
|                 | déformation mini                            | $-4,199e^{-4}$ |
| <b>Flexion</b>  | angle de flexion maxi ( $^\circ$ )          | 0,2026         |
|                 | angle de flexion mini ( $^\circ$ )          | -1,0922        |
| <b>Torsion</b>  | angle unitaire de torsion maxi ( $^\circ$ ) | $1,868e^{-3}$  |
|                 | angle unitaire de torsion mini ( $^\circ$ ) | $-2,024e^{-3}$ |

Tableau IV-1 : Récapitulatif des modes de sollicitation identifiés par calculs analytiques

Afin d'observer au mieux le comportement des liaisons sous ces modes de sollicitation, trois essais sont définis sur des éprouvettes technologiques représentatives de la liaison entre le voile et la peau. Ceux-ci représentent donc les mouvements et chargements qui interviennent dans l'aile caisson localement sur les zones de liaison respectivement en traction, flexion et torsion. En cas de flambage de la peau, celle-ci va fléchir et induire une traction ou une compression dans le voile. Ce cas de figure est simulé par le premier type d'éprouvettes appelé traction. Un second type représente la flexion entre le voile et la peau qui intervient lors des déformations de l'aile que ce soit en flexion comme en torsion. Le dernier type simule la torsion qui intervient entre la peau et les voiles.

#### IV.1.4 Limitation du choix des éprouvettes

Le choix d'une géométrie d'éprouvette technologique, quelle qu'elle soit, constitue un cas particulier qui existe dans l'aile caisson. En effet, la première particularité de la géométrie choisie est la perpendicularité du voile par rapport à la peau. Les voiles dans l'aile caisson sont toujours disposés verticalement. Or le profil est convexe sur toute la corde, il n'existe donc qu'un unique endroit où le voile peut être orthogonal à la peau. Pour toute autre position du voile sur la corde, la peau présente un angle non droit avec le voile. La Figure IV-5 montre un schéma de la section caisson qui permet de mieux appréhender la variation cet angle. Cette figure est tirée d'une visualisation sur le logiciel d'éléments finis Abaqus, la représentation possède un très faible raffinement des courbes : le profil de l'aile est en réalité intégralement courbe.

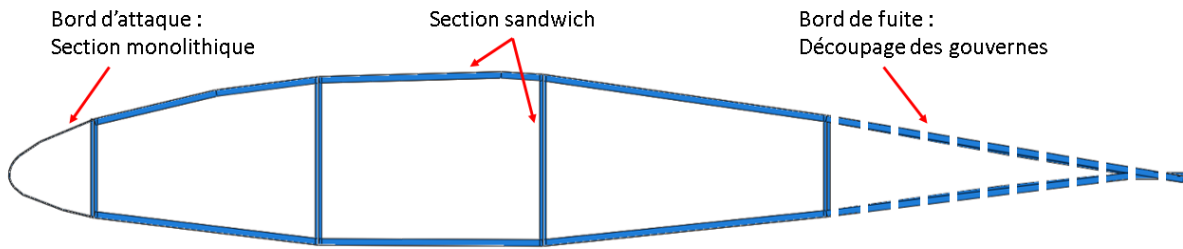


Figure IV-5 : Schéma de la section de la voilure caisson

La deuxième limitation à la représentativité des éprouvettes technologiques est due au rayon de courbure du bord d'attaque. En effet, la courbure de la peau de l'aile dans cette zone est très élevée ce qui rend difficile la fabrication d'un sandwich avec une âme en nida. De plus, le bord d'attaque est plus susceptible que le reste de l'avion de subir des chocs que ce soit en vol ou lors du rangement de l'avion dans un hangar. Une structure monolithique est plus simple à contrôler par contrôle non destructif (CND) et à réparer. Le bord d'attaque est donc défini avec une section monolithique. Un passage entre cette section de bord d'attaque et la section sandwich du reste du profil existe donc. Or le voile le plus avancé par rapport au bord d'attaque est situé très proche de celui-ci. Ce changement de section pourrait donc influencer sur la liaison ou avoir lieu au niveau de ce voile. Le comportement mécanique et l'endommagement pourrait donc être largement modifié.

Le dernier point qui diffère entre le choix des éprouvettes et la structure réelle de la voilure caisson se situe au niveau du bord de fuite. Dans les calculs de pré-dimensionnement et d'identification des modes de déformation, le profil de l'aile était complet du bord d'attaque au bord de fuite. Ces calculs ne prenaient pas en compte les gouvernes qui existent sur toute aile d'avion, la voilure caisson ne faisant pas exception. La partie située entre le dernier voile et le bord de fuite sera découpée et formera les gouvernes de l'aile. La liaison entre la peau et le voile à cet endroit de l'aile ne sera donc plus en forme de T mais en forme de L. Une nouvelle fois le comportement dans la zone sera probablement impacté.

La géométrie d'une aile d'avion est complexe et l'architecture caisson rend impossible l'identification d'un volume élémentaire représentatif de l'ensemble de la voilure. En effet, ce type d'architecture est formé par un ensemble de cas particuliers. Le choix s'est porté sur une géométrie régulière, symétrique, qui permet une identification plus simple du comportement mécanique de la liaison. Cette géométrie facilite également la conception et la réalisation d'outillages pour solliciter cette éprouvette dans les différents modes identifiés. Des études de sensibilités des trois fortes particularités citées ci-dessus sont prévues dans un projet ultérieur.

## IV.2 Dimensionnement des éprouvettes technologiques

### IV.2.1 Protocole de dimensionnement

Le même protocole est adopté pour les trois types d'éprouvettes. Les essais sont basés sur le même principe afin de réduire le nombre d'outillages nécessaires : principe de l'essai de flexion 3 points. Le mouvement (déplacement ou rotation) est imposé au voile de l'éprouvette, partie verticale des images de la Figure IV-6, au moyen d'un point de référence relié au voile par une liaison poutre. Les conditions limites sont réalisées grâce à des appuis cylindriques. Des images de chaque modèle

d'essai sont regroupées dans la Figure IV-6. Les modèles de traction et de flexion sont construits en déformation plane pour réduire le temps de calcul tandis que le modèle de torsion est lui en 3D.

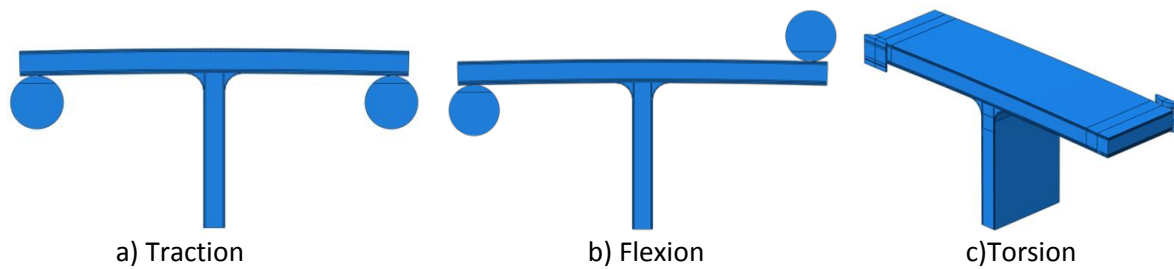


Figure IV-6 : Modèles des éprouvettes technologiques

Afin de comprendre l'influence de la microstructure sur le comportement des éprouvettes, des analyses comparatives de celle-ci sont réalisées sur chacun des modèles d'éprouvette. Des tests d'efficacité de renforcements locaux sont également effectués au moyen de ces analyses. Cinq comparatifs consécutifs sont réalisés sur chacune des éprouvettes :

- type et orientation d'un pli de renfort entre la peau et le voile,
- rayon de congé entre la peau et le voile,
- matériau de remplissage du congé,
- type et orientation d'un pli de sur-stratification local sur le congé,
- longueur du pli de renfort choisi au premier comparatif.

L'influence de la largeur de l'éprouvette est également vérifiée par la construction de modèles en 3D pour les essais de traction et de flexion. La largeur des éprouvettes est alors choisie de manière à ce que les effets de bords modifient peu le comportement des éprouvettes. Enfin un calcul simplifié après la première rupture est réalisé sur les éprouvettes de traction et flexion afin d'estimer une première cinématique des éprouvettes fortement endommagées.

## IV.2.2 Création des modèles

Les modèles sont créés avec une géométrie idéalisée, les dimensions des plis, l'orientation des plis et la courbure de la peau, notamment dans la zone de liaison sont prises constantes. Cette hypothèse permet de s'affranchir des défauts de fabrication qui sont mesurables sur des pièces finies mais n'étaient pas disponibles à cette étape du dimensionnement.

Pour des raisons de planning, les propriétés des plis carbone-époxy utilisées lors de cette étape de conception d'essai tiennent uniquement compte des propriétés élastiques. Les propriétés mécaniques du nida sont issues de la littérature et son comportement est modélisé par des lois linéaires élastiques. Dans les représentations 3D ou 2D, le nida est modélisé respectivement par un solide ou une face homogène. Le caractère alvéolaire n'est donc pas pris en compte et les propriétés mécaniques sont donc moyennées sur la section totale. Les conditions aux limites du modèle sont assurées par les cylindres. (Ceux-ci sont en acier puisque ce matériau possède un module d'Young très élevé, une bonne dureté, une limite élastique relativement élevée suivant la nuance ce qui le rend très pratique pour la réalisation d'outillages) Les déplacements de la partie de leur circonférence opposée à la pièce sont bloqués. Un contact sans frottement est défini entre l'éprouvette technologique et les cylindres. Le chargement est réalisé sur un point de référence

extérieur au voile. Il est relié à la pièce par une liaison poutre. Le calcul est piloté par un déplacement imposé à ce point. Cette méthode permet d'obtenir facilement l'effort imposé et présente donc un gain de temps pour ces calculs comparatifs. Les modèles, qu'ils soient en déformation plane ou en 3D, sont maillés avec des éléments quadratiques. La taille des éléments est de 0,31 mm, ainsi les mailles sont carrées ou cubiques et il y a une maille dans l'épaisseur par pli. Les modèles sont constitués de 99,7 % de mailles CPE8 ou C3D20, les 0,3 % restants sont des mailles CPE6 ou C3D10 dans les congés de raccordement entre la peau et le voile suivant que le modèle soit en déformation plane ou en 3D.

## IV.2.3 Analyse des résultats

Les calculs de dimensionnement des éprouvettes technologiques sont pilotés en déplacement imposé. Les propriétés des matériaux sont linéaires élastiques. En fonction des difficultés de convergence des modèles, la rupture de l'éprouvette estimée par un critère de Tsai Hill ne correspond généralement pas à un incrément. Les comparatifs de la géométrie de l'éprouvette introduisent des différences de comportement faibles. La rupture intervient alors entre les deux mêmes incréments pour chaque calcul d'un comparatif. Il est alors assez difficile de comparer les performances de chacune des solutions. Afin d'éviter de réaliser des régressions linéaires sur la résultante et le critère pour obtenir la valeur réelle à rupture et pouvoir comparer les différents calculs du comparatif, un indicateur est proposé. Il tient compte de la contrainte à rupture et de la résultante (en force ou en moment) de l'incrément le plus proche. Cet indicateur est valable puisque le pli et le mode de rupture ne varient pas avec les évolutions de la géométrie dans un comparatif donné.

### IV.2.3.1 Eprouvette de traction

Toutes les éprouvettes des différents comparatifs indiquent une rupture en cisaillement située dans le nid d'abeilles de la peau, à distance de la liaison comme le montre la Figure IV-7. Cette rupture correspond à un endommagement hors plan du nida.

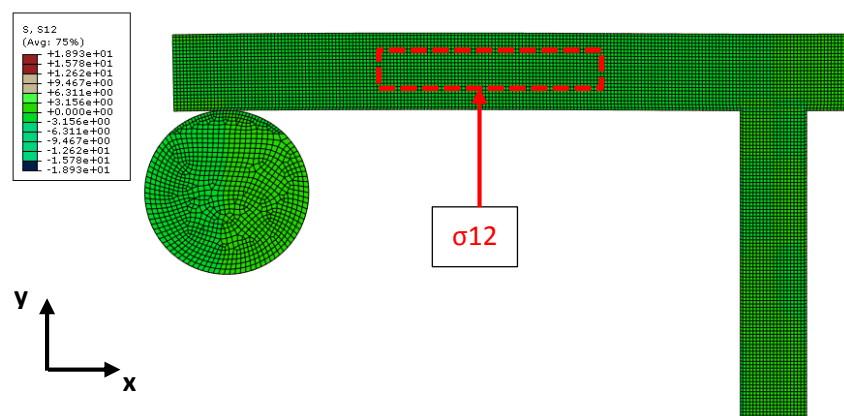


Figure IV-7 : Lieu et contrainte à rupture de tous les modèles de traction

Les différentes évolutions de la géométrie n'ont pas d'influence sur la rupture de l'éprouvette ni sur la charge transmise. En revanche, des modifications de la répartition de contraintes entre les différents plis sont observées. Le comparatif de la largeur des éprouvettes montrent un

comportement sensiblement égal pour des largeurs supérieures à 35 mm comme l'indique la Figure IV-8. En revanche, le comportement diffère rapidement lorsque la largeur diminue. Ces calculs 3D indiquent que la rigidité estimée par les calculs en déformation plane est supérieure de 1,5 % à celle des calculs 3D avec une éprouvette de 50 mm de large. Les calculs en déformation plane ont été réalisés avec une largeur d'éprouvette de 25 mm.

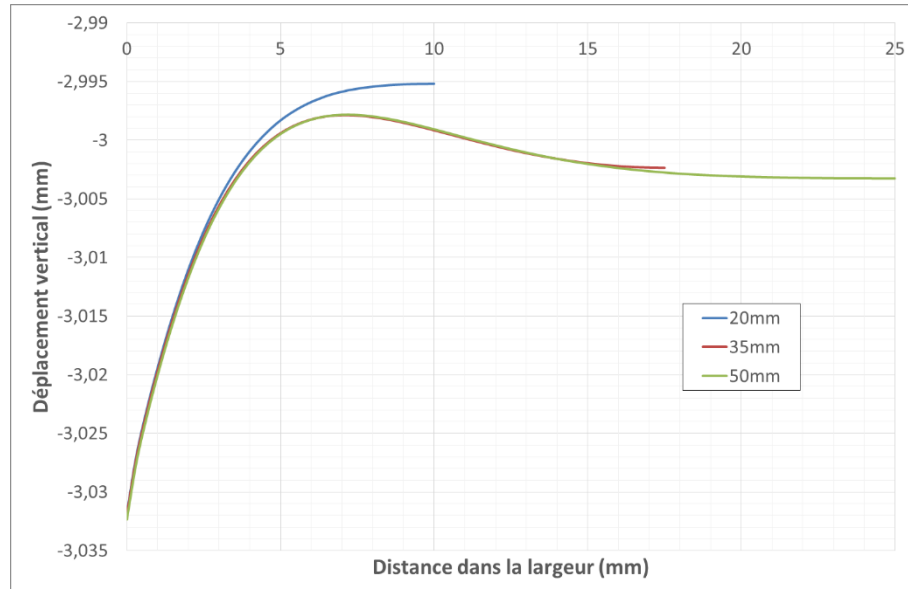


Figure IV-8 : Déplacement vertical dans le plan de symétrie au sommet de la peau de l'éprouvette sur la demi-largeur

### IV.2.3.2 Epreuve de flexion

Comme dans le cas de l'éprouvette sollicitée en traction, les modèles d'éprouvette de flexion prévoient tous une rupture en cisaillement hors plan dans le nida de la peau (Figure IV-9).

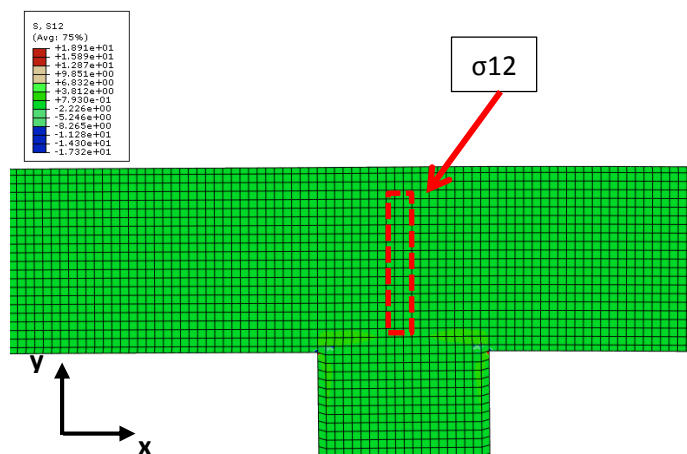


Figure IV-9 : Lieu de rupture des modèles d'éprouvettes technologiques de flexion

Contrairement à la traction, les différentes géométries créées dans le comparatif induisent des variations importantes de la charge transmise avant rupture. Ces géométries et les orientations de renfort permettent également de faire varier le niveau de chargement entre les différents constituants des éprouvettes. Il est ainsi possible de favoriser la rupture du matériau à l'intérieur du congé ou la rupture des plis de composite. Le comportement après la rupture du nida est donc modifié par le choix de la géométrie.

Dans ce cas, les variations sont plus sensibles entre les différentes largeurs d'éprouvettes et aucune stabilité n'est observée avec les largeurs testées. Les largeurs de 30 et 50 mm ont néanmoins un comportement similaire (Figure IV-10). Le modèle 2D d'une largeur de 25 mm est 2 % plus rigide que le modèle 3D de 50 mm de large. La variation de rigidité est faible mais cela indique qu'une largeur de 25 mm est trop faible pour avoir une éprouvette représentative.

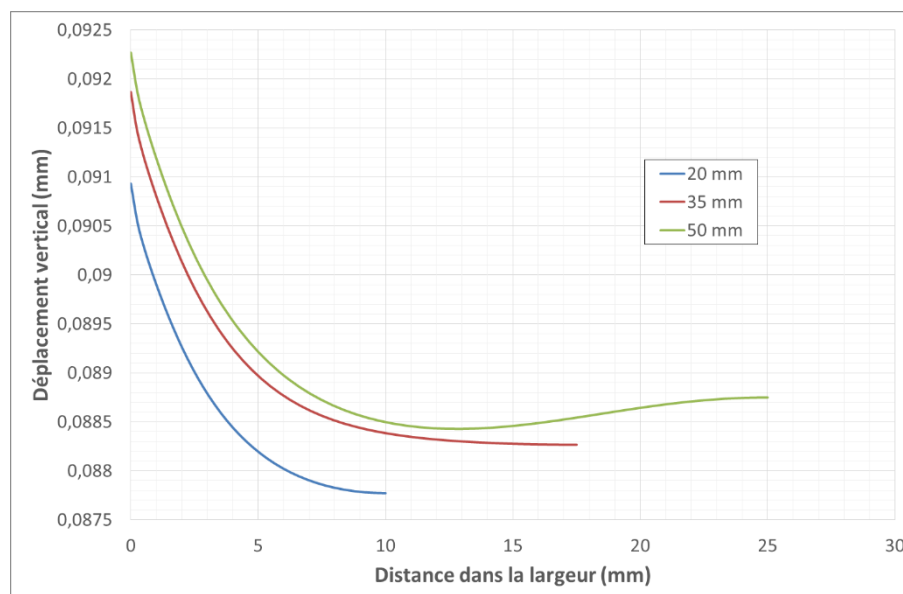


Figure IV-10 : Déplacement vertical dans le plan de symétrie au sommet de la peau de l'éprouvette sur la demi-largeur

### IV.2.3.3 Eprouvette de torsion

Une nouvelle fois, une évolution de la charge transmise est observable suivant les géométries testées. Elle indique une évolution décroissante à mesure que la rigidité de la liaison augmente. La rupture se situe dans le nida du voile en cisaillement hors plan (Figure IV-11). En rigidifiant la liaison et la peau, le nida du voile subit des contraintes supérieures pour une même rotation imposée.

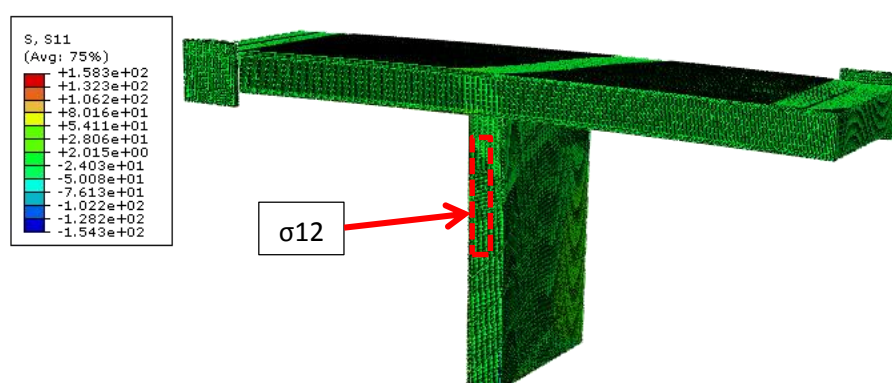


Figure IV-11 : Lieu de rupture des modèles de torsion

### IV.2.3.4 Synthèse des résultats

La rupture intervient en cisaillement hors plan dans le nida pour tous les modèles, quel que soit le type de sollicitation de l'éprouvette. Cela constitue le seul point commun aux calculs effectués. En effet, pour chacune des trois sollicitations les éprouvettes présentent une géométrie optimale

différente les unes des autres. Ces éprouvettes ont pour but de représenter des liaisons de la voilure. Le comportement et l'endommagement des liaisons seront identifiés à partir d'essais de ces éprouvettes. Le choix de la géométrie doit donc être fait en rapport avec les modes de déformation de la voilure caisson. L'analyse de l'aile a permis de déterminer l'ordre d'importance des sollicitations ainsi que l'amplitude des mouvements. Un compromis sur la géométrie et la microstructure est effectué en fonction des résultats des comparatifs et de l'analyse des modes de sollicitation.

#### IV.2.4 Comparaison avec la voilure caisson

Les résultats obtenus avec les modèles numériques de semi-structures dans le paragraphe précédent sont comparés aux modes de sollicitation identifiés dans la voilure caisson. Le but est de vérifier que la valeur à rupture de la semi-structure est supérieure à la valeur identifiée dans la voilure caisson pour chacun des modes. Le Tableau IV-2 récapitule les résultats des calculs analytiques des modes de la voilure caisson présentés au paragraphe IV.1.3. Ces calculs fournissent la déformation verticale dans le voile à proximité de la jonction, les angles de rotation locaux du voile par rapport à la peau autour de la jonction et l'angle de torsion par rapport à un axe local vertical. Dans ce tableau sont également indiquées les valeurs de déformation ou de rotation à rupture dans les différents calculs d'éprouvettes technologiques.

| Modèle          | Voilure caisson           | Eprouvettes technologiques |                      |
|-----------------|---------------------------|----------------------------|----------------------|
| <b>Traction</b> | déformation maxi          | 4,173e <sup>-4</sup>       | 1,197e <sup>-4</sup> |
|                 | déformation mini          | -4,199e <sup>-4</sup>      |                      |
| <b>Flexion</b>  | angle de flexion maxi (°) | 0,2026                     | 1,19                 |
|                 | angle de flexion mini (°) | -1,0922                    |                      |
| <b>Torsion</b>  | angle de torsion maxi (°) | 0,0345                     | 1,6                  |
|                 | angle de torsion mini (°) | -0,0374                    |                      |

Tableau IV-2 : Récapitulatif des résultats du calcul caisson et des éprouvettes technologiques

Les déformations calculées en traction dans le cas de la voilure caisson sont nettement supérieures à celles mesurées à rupture sur les éprouvettes technologiques. Cette observation est critique, toutefois les contraintes dans le voile sont fortement dépendantes de la flexion de l'aile. En effet, les contraintes atteintes sont trop élevées pour être uniquement dues au coefficient de Poisson et aux contraintes axiales induites par la flexion. Les plis de bouclages formés de tissus à  $\pm 45^\circ$  sont chargés en traction ou compression suivant l'axe de la fibre. Cette charge et la déformation qui en découle, induit par cisaillement le chargement des plis Ud verticaux en traction et compression comme visible sur la Figure IV-12. Ces résultats montrent l'importance de réaliser un essai sur une éprouvette de grande longueur en flexion selon le même axe que la voilure afin de comprendre ce mode de déformation et savoir si la résistance de la liaison est suffisante.

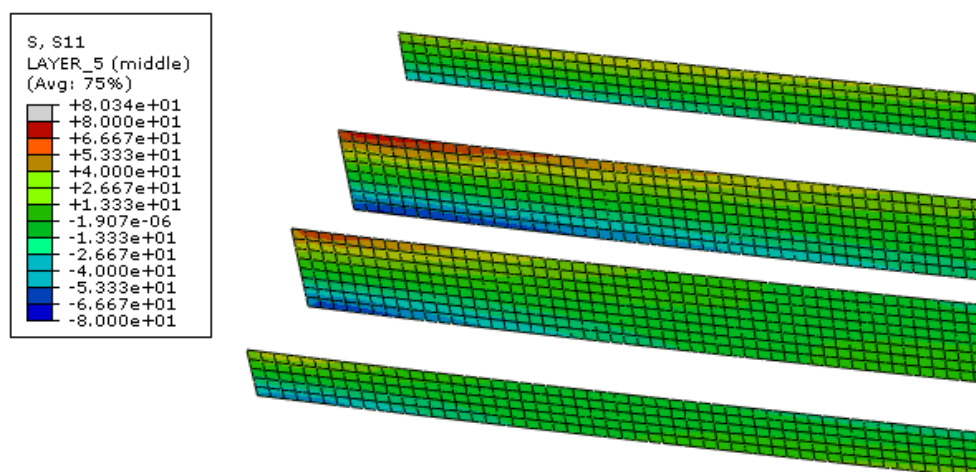


Figure IV-12 : Contraintes  $\sigma_{11}$  dans les plis avec les fibres orientées verticalement

D'après le Tableau IV-2, la flexion atteint des angles importants dans la voilure, ceux-ci sont proches de l'angle à rupture calculé avec le modèle d'éprouvette technologique. La flexion a alors une grande importance dans la définition de la géométrie finale des éprouvettes technologiques. En revanche, la torsion est un mode secondaire dans l'aile, il n'est donc pas nécessaire d'adapter la géométrie à ce mode. Mis à part la méconnaissance du comportement en traction dans l'aile caisson, le mode de flexion s'impose comme le mode prépondérant de l'aile. Celui-ci charge les jonctions en T de manière transverse.

### IV.3 Eprouvette de flexion 4 points

Les résultats présentés dans le paragraphe IV.2.4 montrent que les éprouvettes définies ne représentent pas la totalité des modes de chargement de la liaison, qui plus est le mode principal de déformation. Une éprouvette supplémentaire est alors dimensionnée afin de simuler le mode manquant sous forme d'une poutre. Cette éprouvette est conçue pour être sollicitée en flexion 4 points puisque cet essai est classique et ne nécessite pas d'outillages très spécifiques. La section est définie comme sur la Figure IV-13, cette forme est la plus simple qui tient compte des liaisons en T avec une sollicitation entre les peaux simultanément en traction et en compression. Les dimensions de la section sont choisies de même échelle qu'un des voiles principaux de la voilure caisson. La largeur est choisie suffisamment grande pour éviter d'avoir une influence de la liaison sur l'intégralité des peaux et suffisamment petite afin de limiter le moment quadratique de la section. En effet, les sections en I présentent l'inconvénient d'avoir une grande rigidité de flexion mais une résistance de compression verticale faible ce qui pose des problèmes pour les essais de flexion 4 points. Un modèle en coque est alors implémenté dans Abaqus (Figure IV-13). Contrairement aux éprouvettes précédentes, les peaux de la poutre ne possèdent pas de rayon de courbure dans le but d'éviter un comportement brutal d'apparition d'une contre-courbure en cours d'essai. La portée de la poutre est définie à 1,8 m, cette longueur permet un bon compromis entre l'encombrement de la poutre (moyen d'essai, coût de fabrication) et la résultante aux appuis. Ce modèle est maillé avec des éléments S8R de 8 mm pour la poutre tandis que les appuis sont des coques rigides maillées avec des éléments R3D4 de même taille pour améliorer le contact.

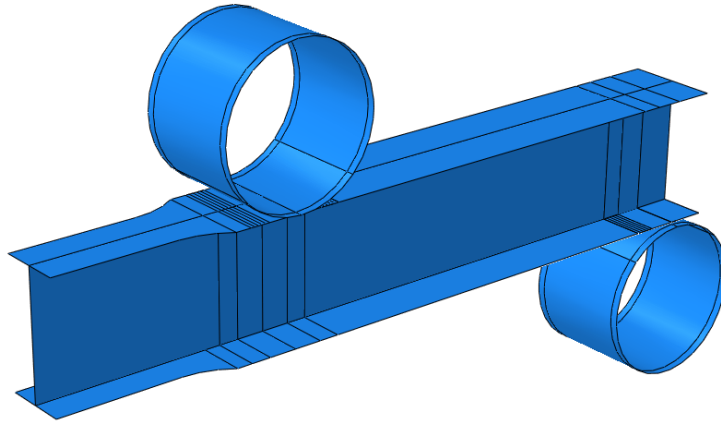


Figure IV-13 : Modèle d'éprouvette de flexion 4 points

Afin de limiter le poinçonnement sous les appuis, des plaques sont conçues afin de répartir la pression sur la semelle en complément des appuis d'un diamètre de 200 mm. Ces plaques sont en matériau composite verre-époxy et dimensionnées de manière à ne pas être trop rigides, ainsi elles permettent la déformation de la semelle et évitent de reporter les concentrations de contrainte. Le voile est lui aussi renforcé localement pour supporter l'effort sans perturber le champ de contrainte sur une trop grande zone.

Les semelles sont réduites en largeur dans la zone centrale pour créer un haltère. Cette géométrie induit une augmentation des contraintes dans la partie centrale du longeron. Ce dimensionnement de la poutre permet d'obtenir des contraintes supérieures à la moitié des valeurs atteintes dans la voilure pour un encombrement très inférieur. Toutefois, les valeurs de contraintes ou déformation sont très supérieures aux valeurs atteintes dans l'éprouvette technologique sollicitée en traction. Ce niveau de charge est donc suffisant pour comprendre le comportement de la liaison sous cette sollicitation, en revanche le seuil d'endommagement ne pourra pas être observé.

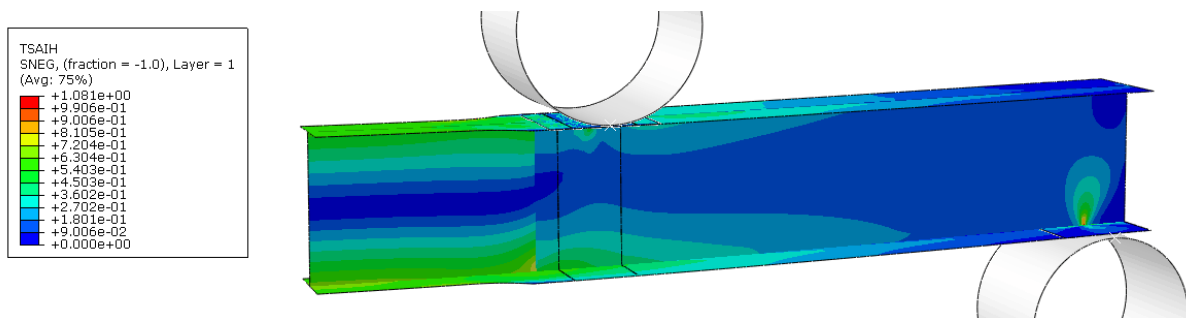


Figure IV-14 : Critère de Tsai-Hill dans l'unidirectionnel vertical du voile

Malgré l'ajout des plaques de pression, la présence du nid d'abeille dans les peaux est problématique au niveau des appuis puisque sa résistance à l'écrasement est relativement faible. Un remplissage des cellules par une résine époxy est alors prévu localement. Un calcul 2D en déformation plane est réalisé pour vérifier que ce renforcement est suffisant pour assurer la tenue de la peau lors de l'essai. Dans ce calcul (Figure IV-15), seule la moitié de la section sous la plaque de pression est modélisée grâce à l'utilisation de la symétrie. Le cylindre d'appui est cette fois-ci modélisé en solide déformable, seul une partie de ce cylindre est définie afin de réduire le temps de calcul. Le maillage est défini en éléments CPE8 avec une taille de 0,3 mm et 0,1 mm dans le cylindre à proximité du contact. Un très fort endommagement et des ruptures sont prédits par ce calcul dans les plis supérieurs de la plaque de pression. Les contraintes de compression dans la partie âme sont élevées comparativement à la

résistance des matériaux mais sont inférieures à celle-ci. Les renforcements définis au niveau des appuis permettent d'atteindre le niveau de charge souhaité sans écraser les peaux localement.

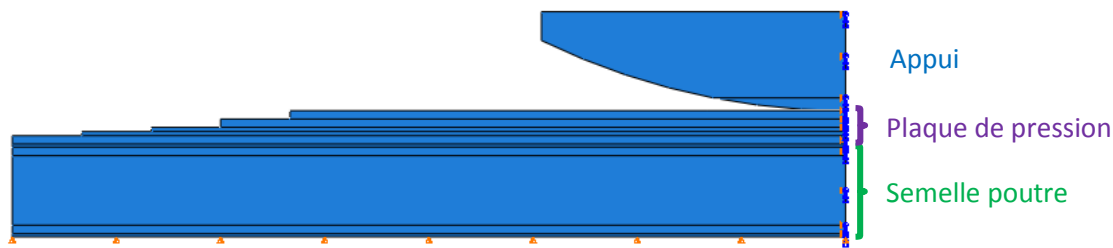


Figure IV-15 : Modèle local de poinçonnement aux appuis en déformation plane

## IV.4 Protocole expérimental

### IV.4.1 Epreuves technologiques

Le modèle numérique de semi-structure précédemment décrit a permis la conception et le dimensionnement des éprouvettes technologiques ainsi que la détermination des modes de sollicitation à imposer à l'éprouvette. La largeur des éprouvettes est fixée à 50 mm pour les trois types de sollicitation. Comme le nid d'abeille utilisé possède des alvéoles de 3,2 mm, la largeur choisie permet d'avoir une dizaine d'alvéoles ce qui assure d'obtenir le comportement homogène moyen. Les éprouvettes sont découpées dans un barreau long et les alvéoles sur les deux bords libres sont coupées aléatoirement. Un trop faible nombre d'alvéoles dans la largeur aurait créé une dispersion du comportement des éprouvettes à cause du caractère aléatoire de la découpe.

Un travail de conception est alors réalisé pour définir les outillages capables d'imposer les efforts et les conditions limites qui correspondent aux modes souhaités. Pour limiter les coûts, il a été imposé de limiter au maximum le nombre, la taille, la complexité des outillages et le nombre de machines d'essai utilisés. L'outillage de flexion quatre points est quant à lui plus classique, son développement n'est donc pas décrit dans les paragraphes qui suivent.

#### IV.4.1.1 Outillages développés

La Figure IV-16 montre une représentation 3D des outillages développés pour les trois essais sur les éprouvettes technologiques. Le cylindre en haut des images correspond au capteur de force de la machine. Celle-ci est une machine d'essai de traction-torsion. Elle permet de limiter au maximum la complexité des outillages puisqu'elle évite des systèmes de transformation de mouvement. Le déplacement est toujours imposé sur le voile par la machine quel que soit le type d'essai. Les conditions aux limites sont imposées sur la peau par les mors avec une liberté de glissement ; les déplacements et les rotations des mors du bâti ne sont pas bloqués pour limiter les concentrations de contrainte. La peau glisse à l'intérieur des supports via une interface de téflon pour assurer un faible coefficient de frottement. Un maximum des outillages est réutilisé entre chaque essai afin de réduire les coûts.

Durant l'essai de traction, le vérin de la machine d'essai est uniquement actionné en translation. Le mors montré sur la représentation de la Figure IV-16 est remplacé lors de l'essai par un mors auto-serrant ; celui-ci n'est pas correctement représenté sur la figure. La peau de l'éprouvette est maintenue entre deux surfaces. Les brides autorisent la rotation de la peau et sa translation selon un

axe chacune. La peau de la semi-structure peut ainsi fléchir et la liaison se déplacer verticalement. Ces conditions aux limites représentent la cinématique de la voilure caisson avec une portée plus faible.

La sollicitation de flexion est produite à partir d'une rotation du vérin de la machine d'essai. Cette méthode permet de simplifier les outillages puisqu'il n'est pas nécessaire d'arrêter en translation l'éprouvette comme lorsque la flexion est produite par la translation d'un appui dans les montages classiques 4 points et 3 points. Comme dans le cas de la traction, les trois mors qui forment les conditions limites de cet essai laissent relativement libres les mouvements et les déformations de l'éprouvette. Les mors permettent donc la translation locale de la semi-structure. De plus, ces mors sont en pivot d'axe vertical avec le bâti et l'actionneur de la machine d'essai.

Lors de l'essai de torsion, le mors qui maintient le voile est fixe au vérin de la machine. L'éprouvette est uniquement glissée dans cet outillage qui peut donc être appréhendé par un chargement généré par un appui plan. Les deux mors qui créent les conditions aux limites sur la peau permettent aussi dans ce cas deux rotations et une translation de celle-ci. A nouveau, l'objectif est de contraindre un minimum les modes de déformation des éprouvettes mais de bien guider les déplacements.

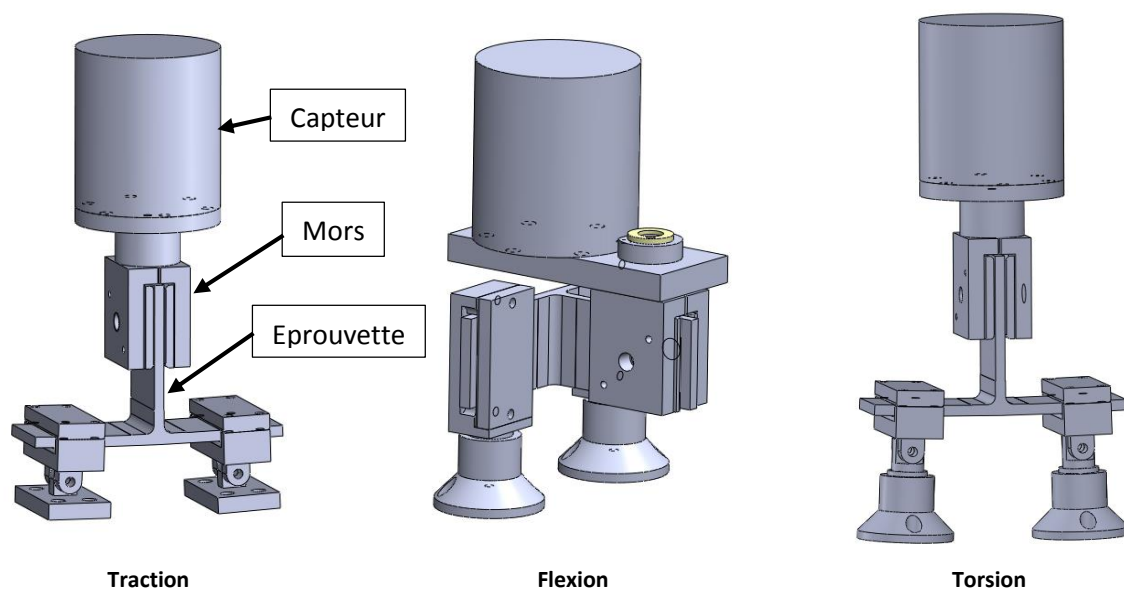


Figure IV-16 : Représentation 3D des outillages permettant de solliciter les éprouvettes technologiques selon les modes élémentaires

#### IV.4.1.2 Métrologie

Deux familles de métrologies sont employées pour capter le comportement et l'endommagement de la liaison. La première dite in situ donne des informations sur l'éprouvette pendant l'essai, la seconde dite ex situ n'est utilisée que lors d'interruptions de l'essai et après rupture.

Plus précisément, la première famille de mesures regroupe les capteurs de force/couple et de déplacement/angle de la machine d'essai. Ces éléments donnent des informations sur le comportement global de l'éprouvette. Ils sont complétés par des jauges d'extensométrie dont l'implantation est schématisée Figure IV-17. Celles-ci donnent des informations locales du comportement de l'éprouvette. Des jauges HBM d'une taille de grille de 7 mm avec une déformation

maximale de 2,5 % sont collées sur les éprouvettes. Une jauge est positionnée sur chaque face du voile (partie verticale). Deux autres jauges sont collées sur la peau (partie horizontale) symétriquement par rapport au voile. Une dernière jauge est collée sous la peau au centre du voile. Les jauges sont toutes positionnées dans un même plan décalé dans la largeur de l'éprouvette. Ce décalage permet d'échanger les éprouvettes entre les types d'essai en cas de problème et notamment pour la torsion où des jauges centrées ont un intérêt limité. La comparaison entre les différentes jauges permet d'apporter des indications pour caractériser certains endommagements et pour identifier la modification du passage de la charge au sein de l'éprouvette. Les jauges permettront de valider le bon rendu de la cinématique par le modèle numérique. Les mesures in situ sont complétées par une chaîne d'émissions acoustiques pour obtenir des informations sur l'endommagement. Le décalage des jauges dans la largeur donne une plus grande liberté dans le positionnement des capteurs d'émission acoustique.

Une caméra numérique d'une résolution de 9 MPx complète les moyens de mesure in situ afin d'observer le comportement global de la liaison des éprouvettes et les endommagements visibles sur les faces extérieures.

Une dernière caméra HD filme le déroulement de l'essai avec les outillages dans le champ pour enregistrer des éventuels mouvements des outillages ou une rupture en dehors du champ de la caméra haute résolution.

Le tomographe est le moyen de mesure ex situ utilisé. Il impose de stopper l'essai et de démonter l'éprouvette de la machine. Cela permet d'observer la microstructure interne initiale, et l'évolution de l'endommagement dans l'éprouvette pendant l'essai. En revanche, il faut garder en mémoire qu'il perturbe l'essai puisque le démontage et le remontage de l'éprouvette recrée les jeux de mise en place dans les outillages et l'éprouvette n'est pas remise à l'exacte position de la charge précédente.

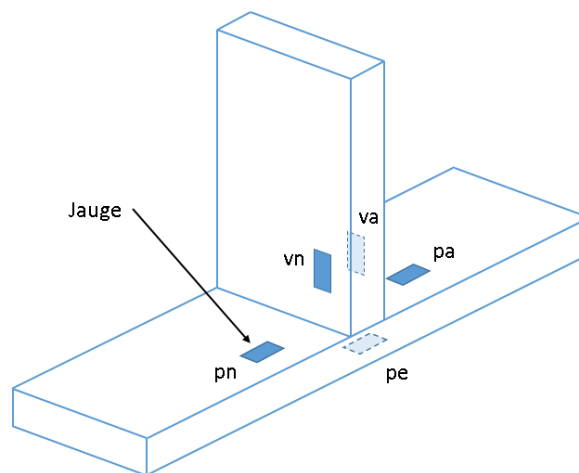


Figure IV-17 : Schéma de l'implantation des jauges sur les éprouvettes technologiques

#### IV.4.1.3 Méthodologie

Afin d'employer de la manière la plus efficiente possible l'ensemble des moyens de mesure décrit ci-dessus, une méthodologie d'essai est mise en place. Elle consiste tout d'abord à mesurer l'éprouvette. Ensuite l'éprouvette est scannée au tomographe pour vérifier la non-présence de

défauts ou si ceux-ci existent, les détecter et les mesurer. Pour ne pas trop dégrader la résolution de la tomographie, la dimension de mesure est fixée sur la largeur de l'éprouvette soit environ 50 mm. La dimension du voxel (pixel cubique) est alors de 40  $\mu\text{m}$ . Après cette étape, la semi-structure est testée sur la machine d'essai, une nouvelle tomographie permet l'observation des dommages après la rupture de l'éprouvette. Un minimum de deux éprouvettes est testé selon cette méthodologie. La première semi-structure est sollicitée de manière monotone jusqu'à rupture tandis que les suivantes subissent des charges répétées progressives (CRP) interrompues. Une seule interruption est effectuée par éprouvette. Les essais CRP interrompus sont pilotés par les mesures de la chaîne d'émissions acoustiques et la forme de la courbe force-déplacement de l'éprouvette monotone. En fonction des mesures sur l'éprouvette sollicitée de manière monotone, les niveaux de charges de chaque cycle sont décidés ainsi que le niveau de l'interruption. Les cycles sont définis après des signes d'apparition d'un endommagement. En effet, les remontées en charge après une décharge donnent également des informations sur l'endommagement par les changements de pente et les effets Kaiser ou Felicity, elles permettent donc une caractérisation supplémentaire. L'éprouvette est ensuite testée selon la méthode décrite ci-dessus. Au moment de l'interruption, l'éprouvette est déchargée, démontée et passée au tomographe pour une nouvelle mesure de la liaison afin de capter les endommagements à l'échelle mésoscopique (échelle du pli). L'éprouvette est ensuite remontée et une nouvelle sollicitation CRP de plusieurs cycles est appliquée jusqu'à la fin de l'essai. La fin d'essai n'est pas toujours synonyme de rupture totale de l'éprouvette. Pour caractériser l'endommagement, une tomographie post essai est également réalisée sur les éprouvettes. Les fins d'essai pour les éprouvettes d'un même type sont alors réalisées après des niveaux de charge différents afin de réaliser plus de tomographies sur l'histoire de chargement d'un type d'essai. L'ensemble des tomographies permet de suivre la progression de l'endommagement dans la liaison.

#### **IV.4.2 Eprouvette de flexion 4 points**

Un outillage de flexion 4 points a été développé sur une machine de traction de 1200 kN afin de solliciter une semi-structure en I. Les mêmes métrologies et méthodologies que précédemment sont mises en place sur cet essai. Toutefois, la dimension de ces éprouvettes ne permet pas la réalisation de tomographie. Les essais seront donc non interrompus et réalisés jusqu'à la rupture complète. Plusieurs caméras filment les éprouvettes en I sous différents angles afin de capter la cinématique globale de l'essai. Cette disposition permet de conserver un grossissement important malgré les dimensions de l'éprouvette et ainsi de visualiser des phénomènes locaux.

Le même plan d'implantation des jauges est utilisé pour ces essais. Il est appliqué sur les deux liaisons qui composent ces éprouvettes (Figure IV-18). Les jauges sont ici placées dans le plan de symétrie des éprouvettes. Des jauges bidirectionnelles sont utilisées afin de capter les mêmes informations que dans le cas des semi-structures tout en mesurant les déformations dues à la flexion globale. L'axe longitudinal de toutes les jauges correspond à la longueur de l'éprouvette.

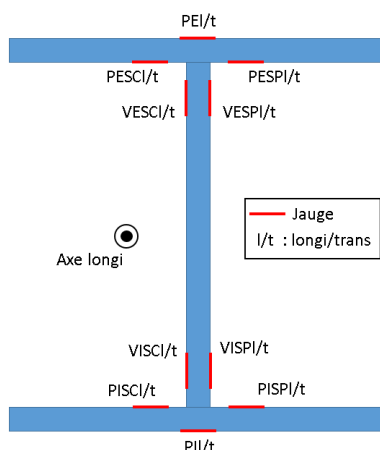


Figure IV-18 : Schéma de l'implantation et du nom des jauges sur les éprouvettes en I

La caméra numérique haute résolution n'est cette fois plus concentrée sur la liaison voile-peau mais possède un champ suffisamment large pour inclure les deux appuis centraux (Figure IV-19). Une méthode de suivi de tâches est utilisée pour déterminer la flèche des éprouvettes et la forme de la déformée dans le même temps. Le suivi de mouchetis est rendue impossible par les dimensions et la géométrie des éprouvettes. La mesure de la déformée nécessite d'avoir un champ couvrant les appuis centraux, la taille des pixels est alors de l'ordre de plusieurs dixièmes de millimètre. Cette taille rend difficile la création de fenêtres de corrélation sur les peaux des éprouvettes. De plus, les peaux sont des sandwichs avec une âme en nida non plane et sur lesquels la dépose d'un mouchetis est complexe. C'est pourquoi la méthode des marqueurs est utilisée pour capter les déplacements des peaux. Un grand nombre de marqueurs est disposé afin d'obtenir la déformée des éprouvettes en cours d'essai.

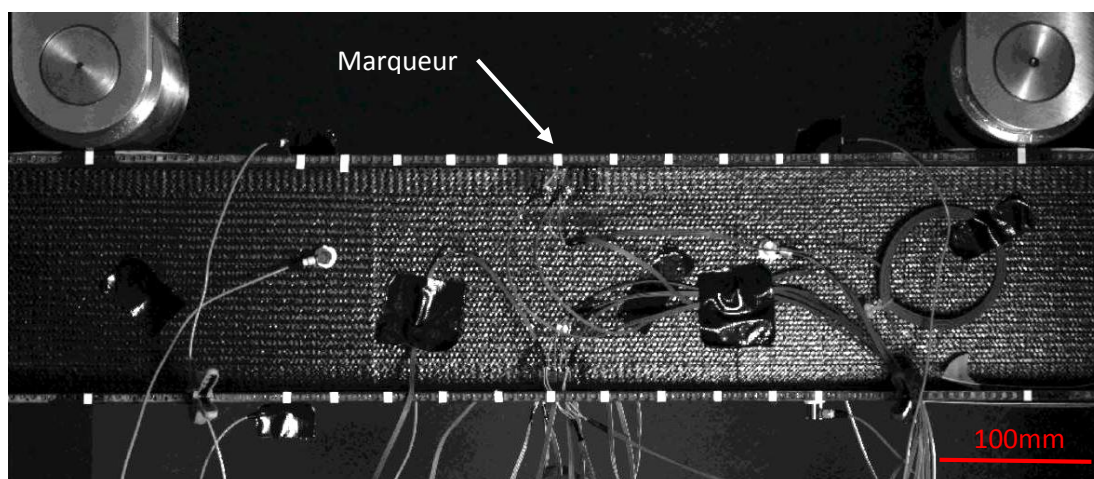


Figure IV-19 : Image tirée de la caméra haute résolution lors de l'essai sur éprouvette en I

#### IV.4.3 Méthode d'analyse des données

L'ensemble des essais, quel que soit leur type est traité suivant la même méthode d'analyse. Elle consiste à tracer les courbes représentatives du 'couple en fonction de l'angle' ou de la 'force fonction du déplacement traverse' de l'ensemble des chargements effectués sur un type d'éprouvette. Ce graphique est annoté avec différents numéros, accolades et zones entourées. Des repères sont également disposés sur ce graphique pour indiquer les tomographies  et les photos

 qui aident à décrire la cinétique d'endommagement. Le repère des tomographies est mis au niveau maximal de déplacement/rotation avant la décharge. Ensuite, les courbes représentatives des déformations mesurées par les jauges de l'éprouvette sollicitée de façon monotone jusqu'à rupture sont tracées sur un second graphique. Celui-ci est annoté avec les mêmes numéros pour faciliter l'analyse croisée des résultats. Ces courbes servent à l'explication des résultats et notamment la description de la cinétique d'endommagement jusqu'à rupture. L'analyse du comportement des éprouvettes pendant les essais s'appuie sur l'ensemble des moyens de mesure déployés lors des essais. Les phénomènes décrits grâce aux courbes sont observés sur les images de la caméra haute résolution et confirmés par les tomographies lorsqu'ils sont visibles sur celles-ci. Les résultats de cette analyse sont explicités chronologiquement avec le chargement. La rédaction est séparée en paragraphes spécifiques correspondant chacun à un phénomène différent. Les intervalles de couple/force ou d'angle/déplacement traverse qui définissent les tronçons sont données pour l'éprouvette monotone de chaque type d'essai.

## **IV.5 Résultats des essais de semi structure**

### **IV.5.1 Contrôle des éprouvettes avant essai**

En amont de la campagne d'essais des éprouvettes technologiques, les dimensions extérieures sont mesurées afin de permettre des corrélations avec le modèle numérique et de vérifier la régularité de la fabrication des éprouvettes. En effet, il est essentiel de s'assurer que la structure est faiblement variable sur l'ensemble de la voilure puisqu'une modification de celle-ci entraîne une modification des propriétés mécaniques mésoscopiques. Les mesures de la géométrie sont effectuées à l'aide de trois outils : un pied à coulisse pour les dimensions générales, un micromètre à touche plate pour les épaisseurs, des mesures au microscope optique pour évaluer le rayon du congé de raccordement entre le voile et la peau, et les épaisseurs de renfort de chaque côté du nida. Les longueurs mesurées possèdent un faible écart type, de l'ordre de 1 %, qui indique une bonne régularité de la géométrie extérieure de l'éprouvette. Cette régularité était attendue étant donné la fabrication en autoclave à base de pré-imprégnés. Les mesures optiques présentent une dispersion bien supérieure atteignant jusqu'à 20 %. Cette dispersion s'explique par le fait que ces mesures ont été effectuées sur les éprouvettes avant essai, donc sans préparation de surface, notamment sans polissage. Les bords des éprouvettes sont alors plus difficiles à identifier précisément sur les photos ce qui implique une marge d'erreur plus importante. Cela est particulièrement vrai pour la mesure de l'épaisseur de renfort de chaque côté de l'âme. Le rayon de congé entre le voile et la peau est également mesuré par traitement d'image. Ces mesures sont dispersées d'un pourcentage similaire. En effet, ce congé est généré par le procédé de fabrication mais il ne peut pas être contrôlé pendant la cuisson. Sa forme est donc irrégulière sur certaines éprouvettes et son rayon est très variable. La mesure est alors très dépendante des choix faits par le manipulateur (Figure IV-20). Toutefois, ces mesures optiques permettent d'obtenir une tendance générale des éprouvettes. Le rayon de congé moyen sur l'ensemble des éprouvettes est quasiment identique entre les deux côtés du voiles ce qui montre une relative régularité et symétrie dans la fabrication des éprouvettes. Ensuite, l'épaisseur des plis de renfort est environ 2 % inférieure à l'épaisseur attendue. Cela peut s'expliquer par une compression supérieure des plis ou par le fait d'une ondulation des plis due aux cellules du nida qui perturbe la mesure.

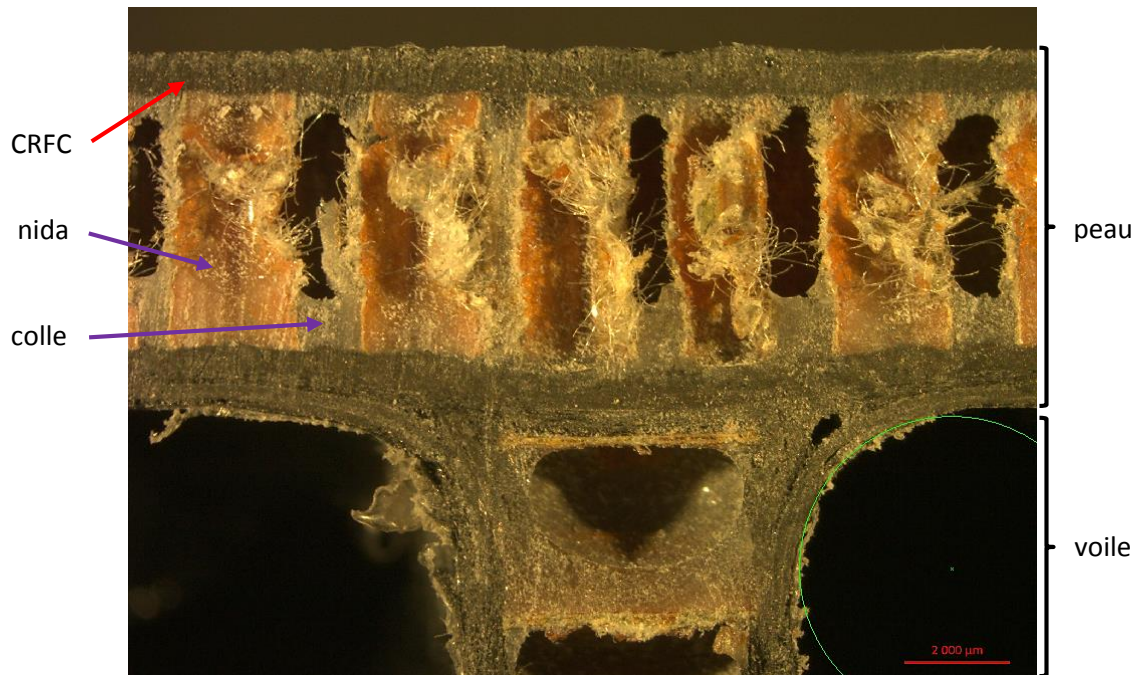


Figure IV-20 : Photographie par microscope optique du rayon de congé entre le voile et la peau

Les éprouvettes sont ensuite passées en tomographie afin d'observer la géométrie interne et les éventuelles défauts. L'ensemble des tomographies est réalisé avec une tension de 60 kV et un courant de 500  $\mu$ A. Une reconstruction est ensuite effectuée par la méthode de rétroprojection filtrée qui permet d'obtenir les images qui suivent avec un voxel de 40  $\mu$ m de côté. Ces tomographies permettent de mettre en évidence plusieurs modifications de la géométrie par rapport à celle attendue ainsi que certains défauts.

Le premier défaut observé est une déformation géométrique du nida dans la peau. Au niveau du voile, une déformation qui pourrait s'apparenter à un flambage a eu lieu lors de la fabrication (cf image de gauche de la Figure IV-21). Sur cette image, un rectangle vert est tracé afin d'indiquer la position du voile. Cette déformation est régulière dans l'épaisseur du nida, donc la géométrie est identique dans toute l'épaisseur. Cela indique que ce phénomène provient d'une compression dans le plan de l'image et non normale à celui-ci. Cette compression pourrait être induite par la mise sous pression de la peau de chaque côté du voile lors de la fabrication ou par les variations de coefficients de dilatation thermique lors du refroidissement consécutif à la cuisson.

La tomographie des éprouvettes technologiques met également en évidence l'ondulation des plis et notamment des plis unidirectionnels en fonction des cellules du nida. A cause de la pression au vide et de l'autoclave, les plis sont poussés à l'intérieur des alvéoles ce qui provoque cette déformation. Ce phénomène intervient sur deux axes de l'éprouvette. Le premier est dans le plan du nida comme sur l'image de droite de la Figure IV-21. Cette image est une coupe sur un plan parallèle à l'image de gauche, la partie du voile est nettement observable sur cette reconstruction. Cette image montre une ondulation des plis latéralement ainsi qu'une corrélation entre cette déformation et les cellules du nida. Le second axe d'ondulation est visible sur la Figure IV-22. La pression extérieure qui s'exerce sur les plis lors de la fabrication pousse les plis à l'intérieur des cellules. Les plis passent donc par des points hauts au niveau des parois et des points bas au centre des cellules. C'est ce phénomène de plis qui rentrent dans les cellules qui provoquent l'ondulation latérale. En effet, la pression poussant sur les plis provoque un amincissement du renfort au niveau des parois et un épaississement dans les

cellules. Les cellules étant disposées en quinconce, cela provoque l'ondulation des fibres visible dans le cadre violet. Ces ondulations, difficiles à prendre en compte dans un modèle numérique, peuvent probablement influencer sur les propriétés mécaniques de la pièce finale.

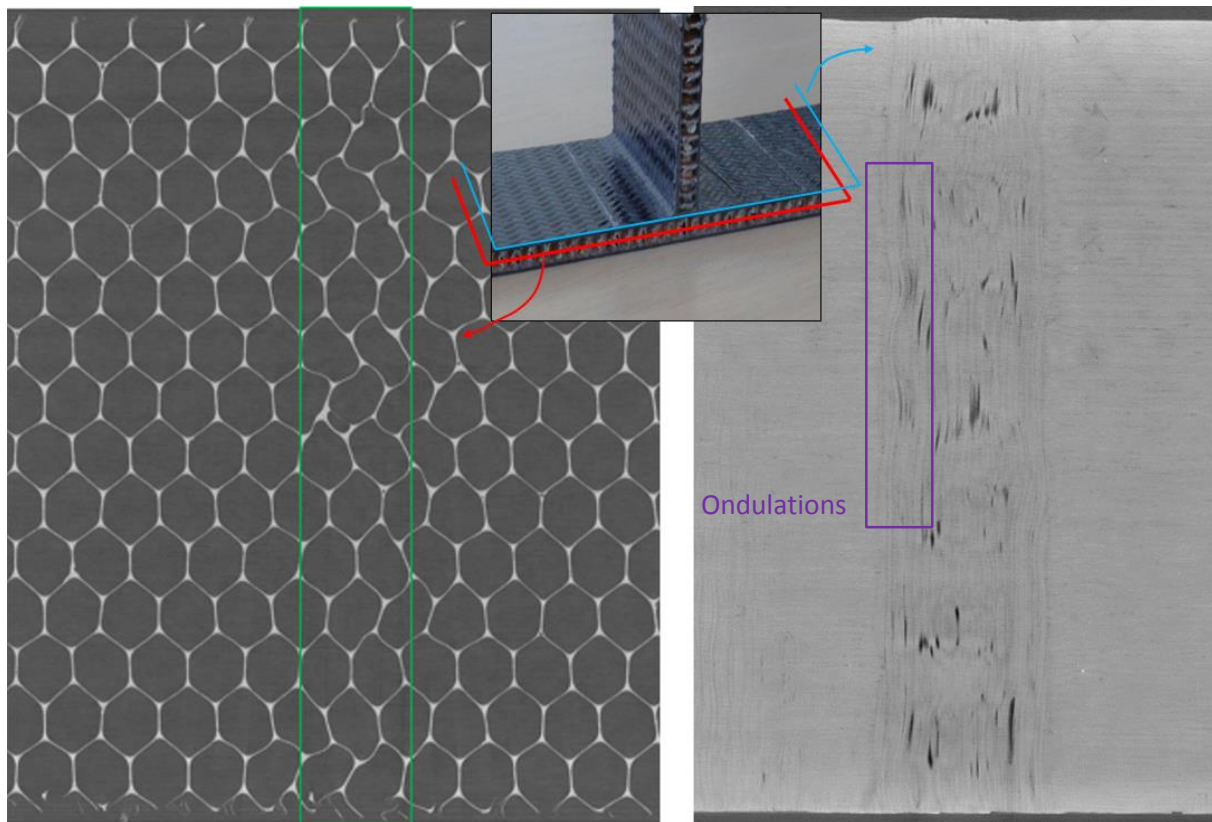


Figure IV-21 : Image reconstruite de tomographie dans le plan normal au voile, à gauche coupe du voile, à droite coupe de la semelle intérieure du voile

L'image de droite de la Figure IV-21 montre également le phénomène de porosités dans les plis de la semelle sous le voile. Ce taux de porosité élevé est dû au manque de compression de ces plis. Dans cette zone de l'éprouvette, la pression de l'autoclave ne peut pas s'exercer et les plis sont uniquement en contact avec le nida du voile. Ce nida ne permet pas de mettre sous pression les plis de la semelle. Ce manque de pression ajouté à la possibilité pour les plis d'onduler dans les cellules provoquent ce taux de porosités élevé. La Figure IV-22 permet d'observer une variation d'épaisseur du nida due au manque de pression dans la semelle au niveau du voile, le nida présente en effet une augmentation de son épaisseur. La semelle intérieure de la peau est déviée par cette surépaisseur et forme une cloque dans la peau. La semelle supérieure de la peau possède également une surépaisseur localement ce qui indique une pression inférieure par rapport au reste de l'éprouvette. Cette différence s'explique par la présence du voile qui empêche la pression de l'autoclave de s'exercer sur la peau, la compaction est alors plus faible. Au niveau de cette déformation de la peau, le nida est également dévié ce qui entraîne une modification de l'orientation des parois de cellule. Celles-ci possèdent alors un angle non nul par rapport à la verticale également visible sur la Figure IV-22. Cette déformation locale qui pourrait influencer fortement sur le comportement mécanique de la liaison est très difficile à mesurer. La complexité de la mesure provient de l'ondulation des plis dans chaque cellule qui rend difficile l'identification de la forme de la peau. Une méthode par mesure d'arcs de cercle est mise en place. Cette méthode repose sur la mesure de trois arcs (Figure IV-22) qui permettent de recréer ensuite la forme de la peau sur un logiciel de conception. L'ondulation des

renforts rend difficile l'identification des arcs, notamment des deux plus courts. De plus, les longueurs d'arc sont faibles comparativement au rayon, lors du tracé des arcs par 3 points, le déplacement d'un des points d'un pixel entraîne une très grande variation du rayon. La dispersion des rayons obtenus est alors très grande.

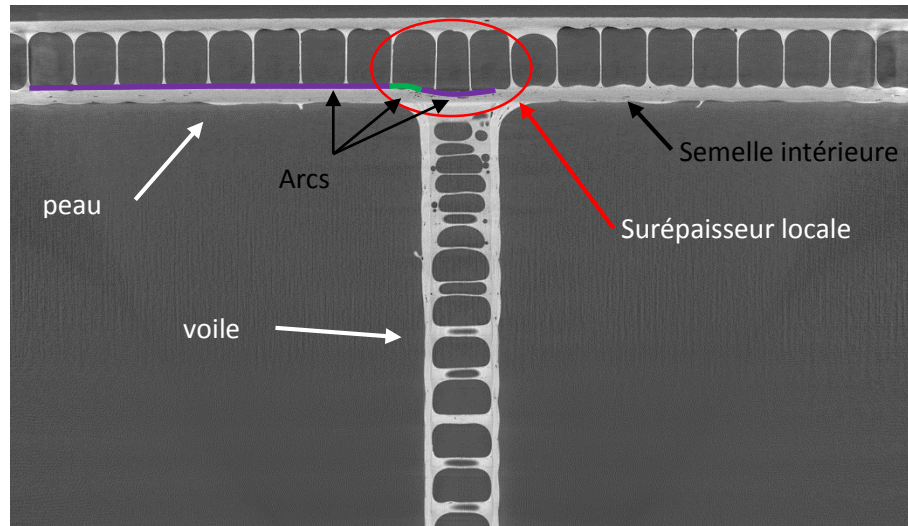


Figure IV-22 : Image reconstruite de tomographie dans le plan normal à l'envergure de la voilure

Le manque de pression au niveau du voile induit un défaut supplémentaire. La cloque observée sur la semelle intérieure de la peau est irrégulière dans la largeur des éprouvettes et plus généralement entre les éprouvettes. En effet, certaines sont exemptes de ce défaut tandis que d'autres lui sont très sujettes. Cette irrégularité provoque sur les éprouvettes touchées l'apparition de zones dans lesquelles la cloque n'apparaît pas, ou possède une amplitude très faible, et d'autres zones où l'amplitude est très élevée allant jusqu'à provoquer un défaut de collage du nida sur la semelle. La Figure IV-23 montre ce défaut sur une éprouvette très touchée par celui-ci. Ces images sont issues d'une reconstruction en trois dimensions de la tomographie puis d'un affichage en orthoslice afin d'observer les deux dimensions du défaut. Sur l'image de gauche, la coupe dans le plan normal à l'envergure de la voilure (plan vertical de la Figure IV-22) est positionnée à une extrémité de l'éprouvette. Sur l'image de droite, cette coupe est positionnée au niveau d'un défaut afin de visualiser son étendue dans la direction de la corde. Ces reconstructions indiquent que la taille de l'absence de collage est très variable. Le numéro 1 montre une zone où le défaut n'affecte qu'une seule paroi tandis que le numéro 2 indique une zone d'environ 3 cellules de longueur et 2 cellules de largeur. Ce défaut est donc d'importance comparativement aux dimensions de l'éprouvette. En effet, l'éprouvette possède environ 14 cellules dans sa largeur et le voile correspond à environ 2 cellules.

La cloque de la semelle intérieure induite par le manque de pression sous le voile varie très fortement dans les deux directions, envergure et corde. Les mesures d'arc afin d'en déterminer la géométrie sont très dispersées et ne tiennent pas compte de la variation dans la direction de l'envergure. Une méthode similaire à celle utilisée permet d'identifier la géométrie dans cette direction. Toutefois, la dispersion de la géométrie au sein d'une éprouvette et entre les éprouvettes impose l'utilisation d'une microstructure moyenne potentiellement éloignée de la réalité. Une géométrie moyenne peut néanmoins être utilisée pour apporter un défaut semblable et limiter le travail de corrélation qui nécessiterait dans le cas contraire un modèle par éprouvette.

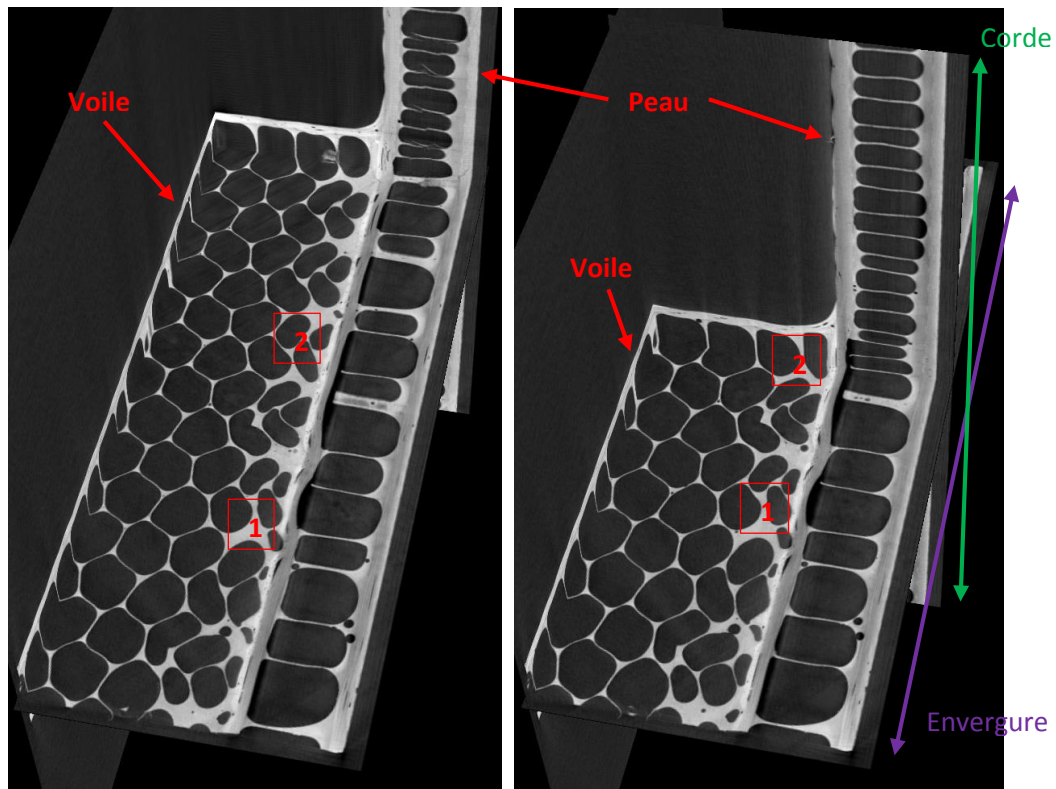


Figure IV-23 : Image reconstruite de tomographie avec un affichage orthoslice en vue isométrique mettant en évidence le défaut de collage de la semelle sur le nida

Les images, telles que la Figure IV-22, permettent de plus de mesurer la perpendicularité du voile par rapport à la peau. Pour cela, seules les images dans lesquelles les cellules du nida de la peau sont approximativement symétriques par rapport à l'axe central sont traitées. Ensuite, un segment est tracé entre deux parois de cellule distantes du même nombre de cellules par rapport au centre (Figure IV-24). L'angle de la peau est donné par l'angle de ce segment avec l'horizontale. Deux mesures sont effectuées, l'une sur la semelle supérieure de la peau, l'autre sur la semelle inférieure. Cette méthode permet de limiter l'erreur de mesure due à la courbure de la peau. Ensuite, l'angle du voile est mesuré par une méthode similaire pour les deux semelles du voile. La différence entre ces mesures donne l'angle entre le voile et la peau. L'écart à l'angle droit mesuré est inférieur à  $0,4^\circ$  au maximum ce qui indique une bonne qualité de la fabrication. Trois mesures dans la largeur sont réalisées sur chaque éprouvette. Une légère évolution de cet angle est observable sur la largeur de l'éprouvette avec une différence d'environ  $0,45^\circ$  au maximum entre les deux angles extrêmes de l'éprouvette. Les éprouvettes ne présentent pas toutes la même évolution de l'angle, l'un des extremums pouvant être l'angle au centre. La médiane de l'ensemble des valeurs est de  $90,03^\circ$  avec un écart type de 0,33 %. La précision des mesures optiques de l'angle n'est pas suffisante pour justifier d'un défaut de perpendicularité et pour identifier une évolution de l'angle du voile. La perpendicularité est bien respectée lors du procédé de fabrication et la variabilité entre les éprouvettes est faible.

Les images de tomographie dans ce plan permettent également la mesure de l'épaisseur du nida. Six mesures sont effectuées à divers endroits de l'image sur les parois des cellules. Ces mesures sont très peu dispersées et la valeur obtenue correspond à l'épaisseur commandée du nida, l'écart est de seulement 0,02 mm.

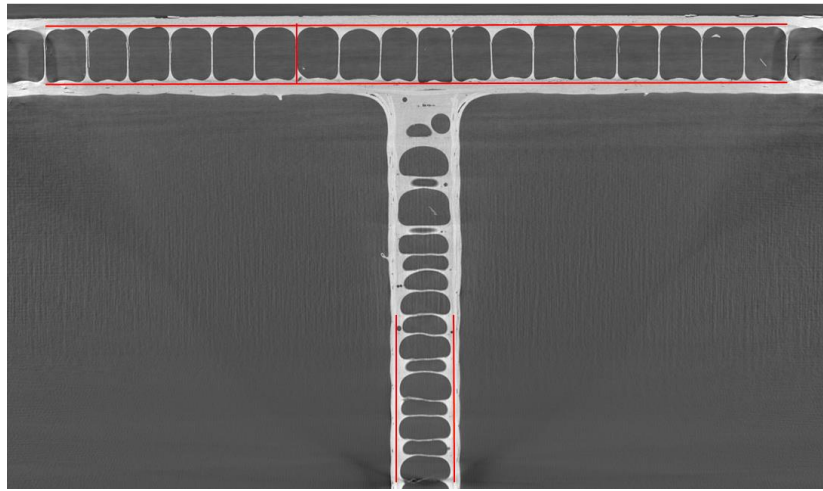


Figure IV-24 : Illustration des mesures de la géométrie, angles entre le voile et la peau et épaisseurs du nida sur l'image de gauche, géométrie du cloquage à droite

Les tomographies mettent également en évidence les porosités présentes dans les congés de raccordement entre le voile et la peau. Cette zone, du fait de l'empilement et du procédé de fabrication, est sujette à la présence de porosités. Celles-ci sont peu présentes dans les plis comme le montre la Figure IV-21 puisque la pression de l'autoclave limite leur taux. En revanche, à la base du voile sous les plis de raccordement, le taux d'imprégnation des pré-imprégnés ne permet pas d'assurer un bon remplissage de la zone, le taux de porosités augmente alors. Ce congé de raccordement est induit par la méthode de fabrication, aucun matériau n'est ajouté pour le remplissage. Ainsi, au cœur du congé, le taux de porosité augmente à cause du peu de matrice supplémentaire dans les préimprégnés disponible pour combler le congé. Afin de caractériser l'évolution du taux de porosités en fonction de la position de la coupe du congé de raccordement, le taux est mesuré par traitement d'images sur un ensemble d'images de tomographie. Un traitement par contraste permet d'obtenir l'aire totale de porosité qui existe dans le matériau. Cela implique de couper préalablement les parties non utiles des images puisque les reconstructions de tomographie utilisent le même ton pour les toutes les zones où il n'y a pas de matière, que ce soit une porosité, une alvéole de nida ou l'extérieur de l'éprouvette. L'aire des semelles est également mesurée sur ces mêmes images. Le rapport entre l'aire des porosités et l'aire totale des semelles donne le taux de porosités dans le matériau. Ces aires sont mesurées sur les deux semelles en même temps, le taux de porosités obtenu est alors une moyenne sur les deux congés de raccordement qui composent une éprouvette. La mesure par traitement d'image de l'ensemble des reconstructions comprenant le congé permet de tracer la courbe d'évolution du taux de porosité dans les congés visible sur la Figure IV-26. Ce taux augmente à mesure de l'élargissement des renforts jusqu'à atteindre un taux de 10 % au pied du congé. Le taux de porosité de la zone de congé est en réalité supérieur à cette valeur. En effet, le but de ces tomographies était d'observer l'état de santé global des éprouvettes ainsi que l'ensemble des défauts qui peuvent les impacter. Les tomographies ont donc été réalisées de manière à visualiser une grande partie de l'éprouvette, la taille des voxels est alors relativement grande et ne permet pas de voir les petites porosités, dont la taille est inférieure au voxel, et les décohésions au sein des plis. Cette méthode de mesure sous-estime donc le taux de porosités et ne permet pas de quantifier un éventuel manque de compression des plis dans le congé. L'augmentation du taux d'imprégnation des plis permettrait de réduire ce taux de porosités mais baisserait le taux de fibres et aurait donc des effets néfastes sur les propriétés spécifiques du reste de l'aile.

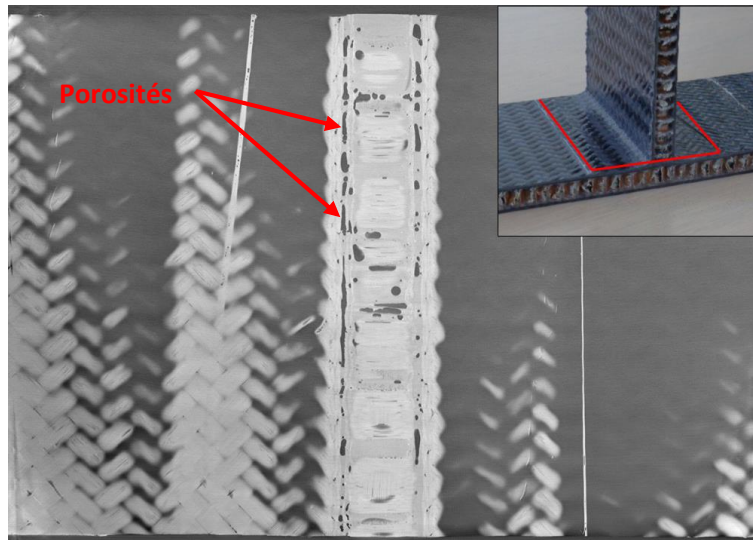


Figure IV-25 : Image reconstruite de tomographie dans le plan normal au voile au niveau du congé de raccordement entre la peau et le voile

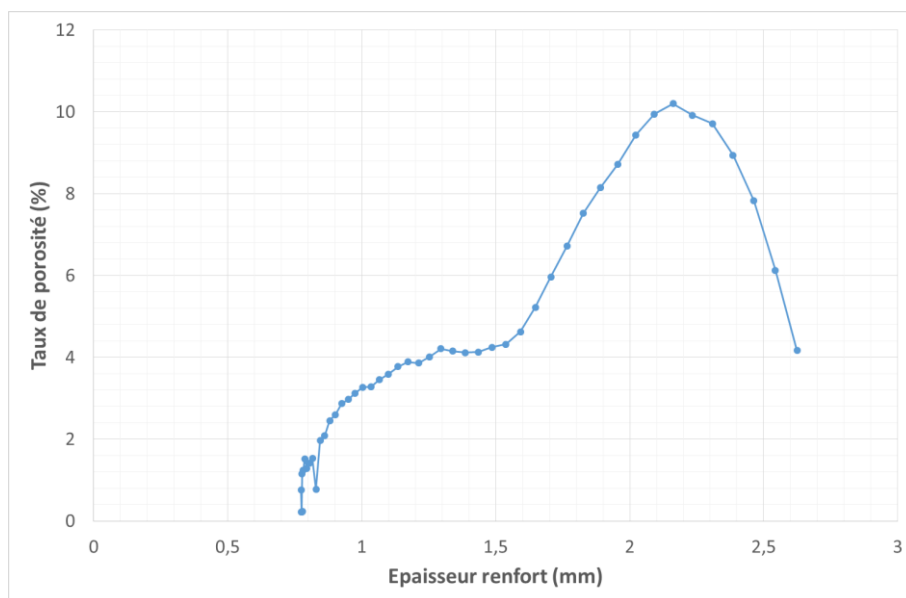


Figure IV-26 : Courbe d'évolution du taux de porosité dans les renforts au niveau du congé de raccordement en fonction de l'épaisseur de la semelle

En résumé : les semi-structures présentent plusieurs défauts inhérents au procédé de fabrication. La majorité de ces défauts sont réguliers avec une présence sur toutes les éprouvettes et des conséquences sur la microstructure identique. Le cloquage de la semelle intérieure est quant à lui beaucoup plus variable. Ce défaut n'est pas présent sur plusieurs éprouvettes et, lorsqu'il l'est, son amplitude provoque dans le pire des cas un décollement de la semelle sur le nida. Les semi-structures ont été fabriquées avec le même procédé de fabrication qui sera utilisé pour produire la voilure caisson. Les défauts observés sur ces éprouvettes et leur variabilité sont représentatifs de la santé matière de l'aile.

## IV.5.2 Essais de torsion

### IV.5.2.1 Adaptation des paramètres et de la métrologie

Les essais de torsion se sont déroulés selon la méthodologie explicitée au paragraphe IV.4.1.3. Ils sont réalisés sur une machine hydraulique bidimensionnelle de traction-torsion Instron 8874. Deux éprouvettes sont sollicitées selon cette configuration, la première de manière monotone, la seconde en charges répétées progressives. Lors de ces essais, la rotation du vérin est pilotée à une vitesse angulaire de 5 degrés par minute pour les charges et les décharges. Le vérin est maintenu en position selon l'axe de translation. La Figure IV-27 montre l'éprouvette montée dans les outillages avec la métrologie installée. Lors de cet essai, quatre capteurs d'émission acoustique sont utilisés comme indiqué sur la Figure IV-27. Les capteurs 2 et 3 sont fixés sur la peau écartés l'un de l'autre au maximum et les capteurs 1 et 4 sont posés sur le voile. L'endommagement est attendu dans le voile et au niveau de la liaison, les capteurs de la peau sont alors positionnés sur le dessus de l'éprouvette. Les capteurs du voile sont fixés de chaque côté afin de créer des paires de capteurs  $\{(2,3) ; (1,2) ; (3,4)\}$ . Les capteurs d'une même paire sont reliés par au moins un pli continu ce qui favorise la propagation des ondes sonores entre eux. La zone d'endommagement est ainsi intégralement couverte par les capteurs. Toutefois, la localisation des événements n'est possible uniquement de manière bidimensionnelle dans le logiciel d'émission acoustique. Etant donné la géométrie tridimensionnelle des éprouvettes, la localisation des événements est complexe et la précision est faible lorsque la localisation fait intervenir des capteurs de la peau et du voile. Une caméra haute résolution filme une zone d'environ 5 cm de côté.

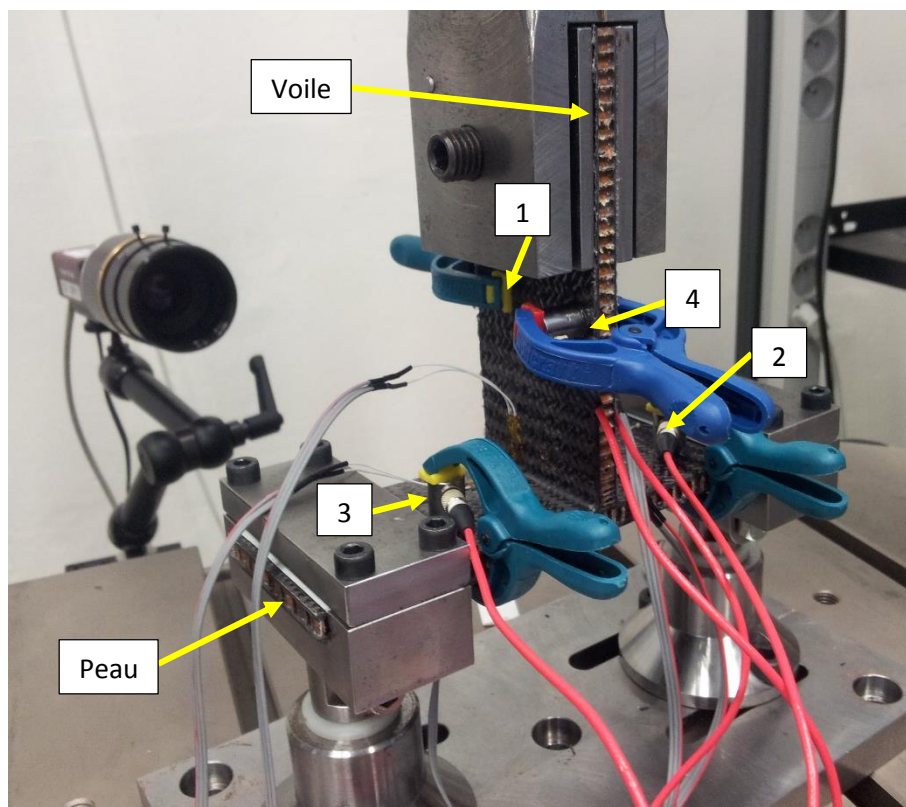


Figure IV-27 : Photo d'un essai de torsion avec l'éprouvette montée dans les outillages, la caméra, les jauges et les capteurs d'émission acoustiques sont installés

### IV.5.2.2 Résultats

Les courbes représentant le couple en fonction de l'angle imposé sont tracées pour tous les essais de torsion dans la Figure IV-28. L'éprouvette nommée To1 a été sollicitée de façon monotone. Les deux autres courbes représentent les essais CRP interrompus sur l'éprouvette To2. La dénomination « avant » et « après » indique si la courbe correspond à la sollicitation avant ou après l'interruption pour la tomographie. Deux cycles sont effectués avant interruption avec des maximums à 3,5 et 9 Nm, un troisième cycle est effectué après. Sur la Figure IV-30, les courbes des jauges sont tracées lors de l'essai monotone à rupture de l'éprouvette To1. Le nom des jauges est le même que celui schématisé sur la Figure IV-17. Les jauges dont le nom commence par un 'v' sont collées sur le voile et celles avec un 'p' sont sur la peau, la jauge 'pe' étant au centre sous l'éprouvette.

Les courbes couple-angle de la Figure IV-28 montrent une assez bonne répétabilité des essais et du comportement des éprouvettes. Malgré des pieds de courbe assez importants indiqués par le numéro 1, les courbes possèdent la même allure et sont proches. La suppression par post-traitement des pieds de courbe les fait se superposer.

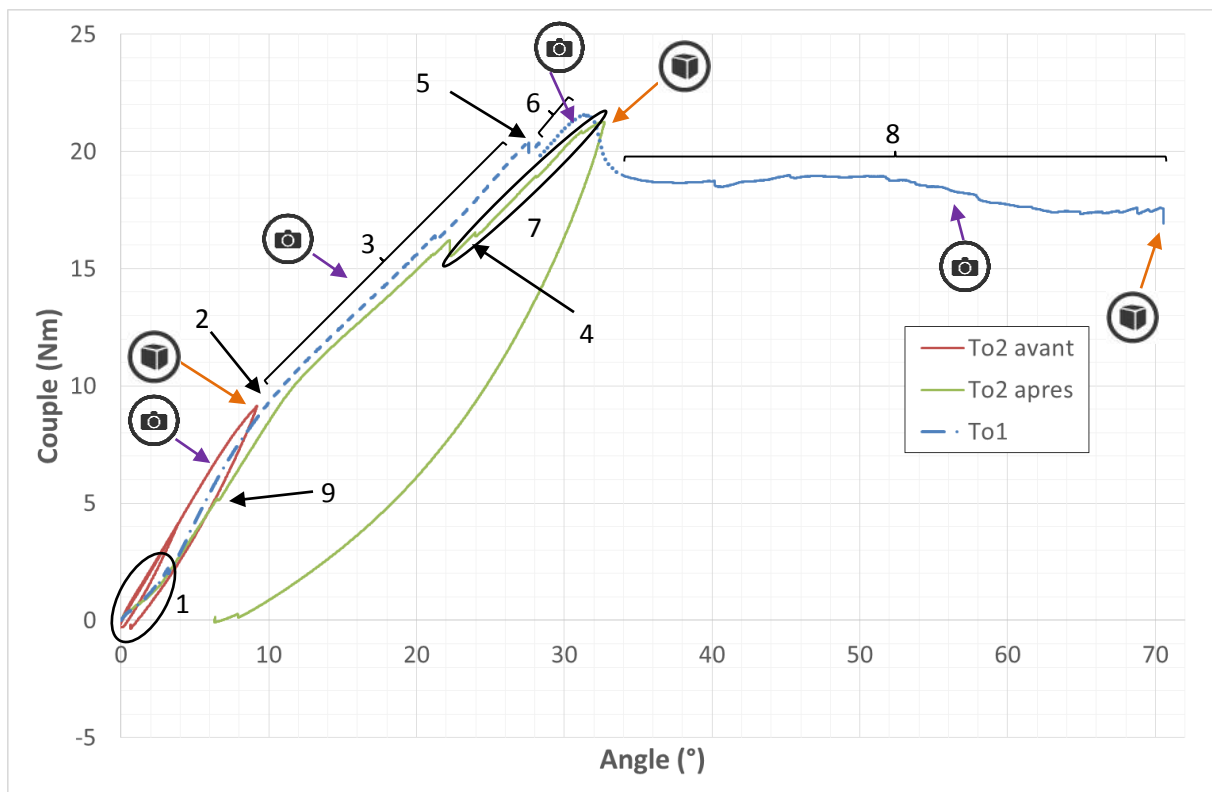


Figure IV-28 : Courbe du couple en fonction de l'angle de tous les essais de torsion

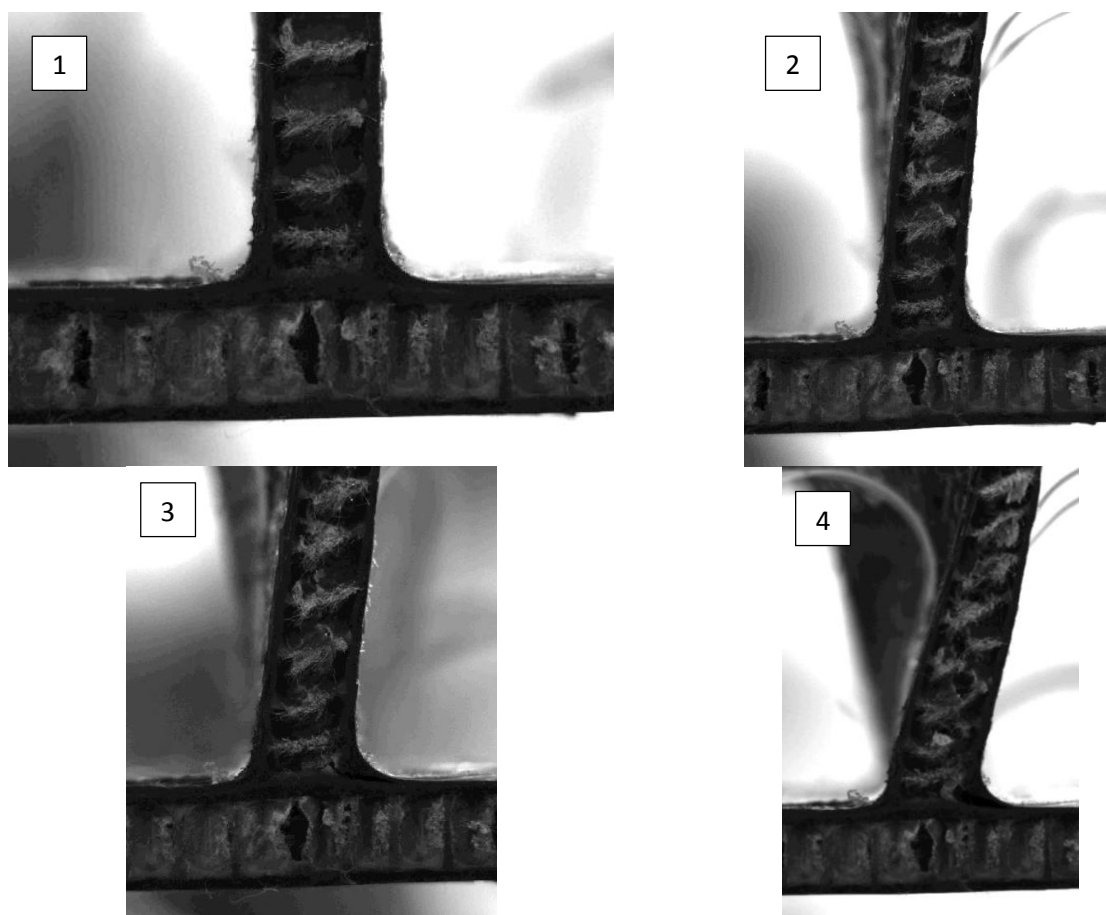


Figure IV-29 : Images tirées de la caméra haute résolution de la déformée et de l'endommagement de l'éprouvette To1 numéroté par ordre chronologique

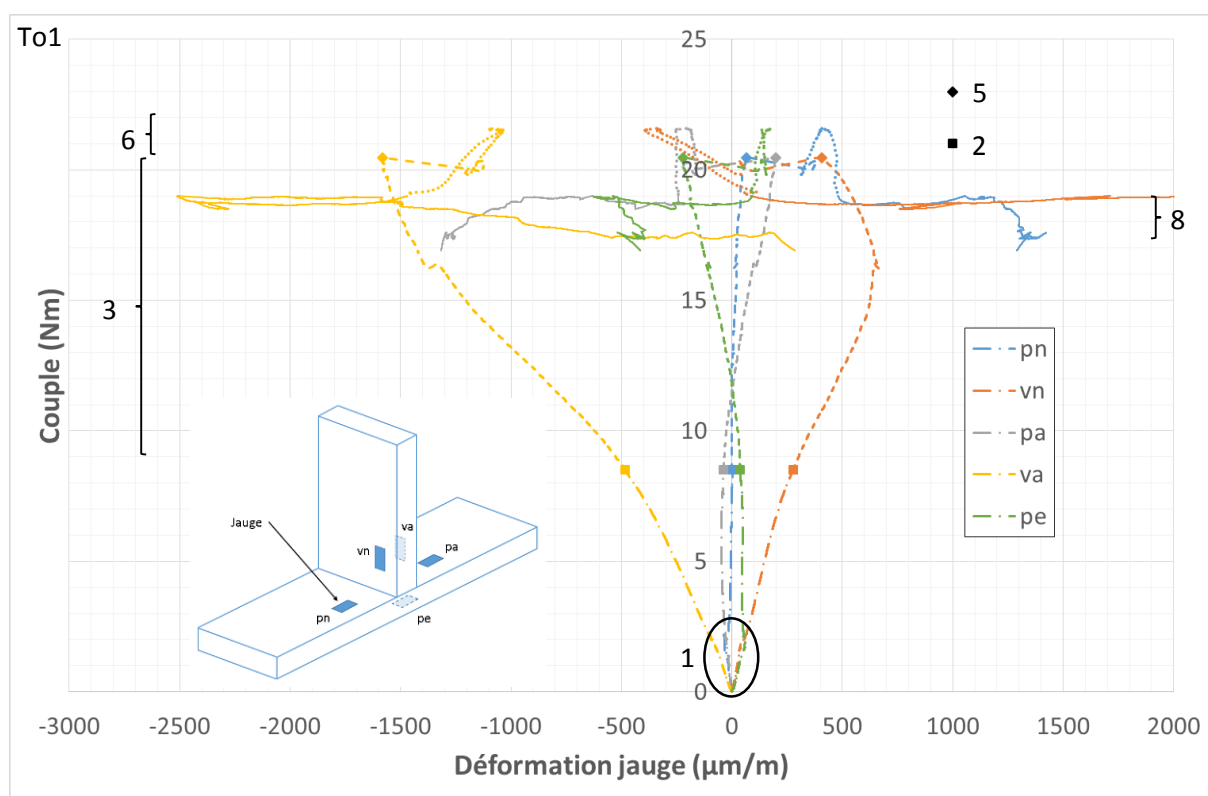


Figure IV-30 : Courbe du couple en fonction de la déformation mesurée par les jauges de l'éprouvette To1

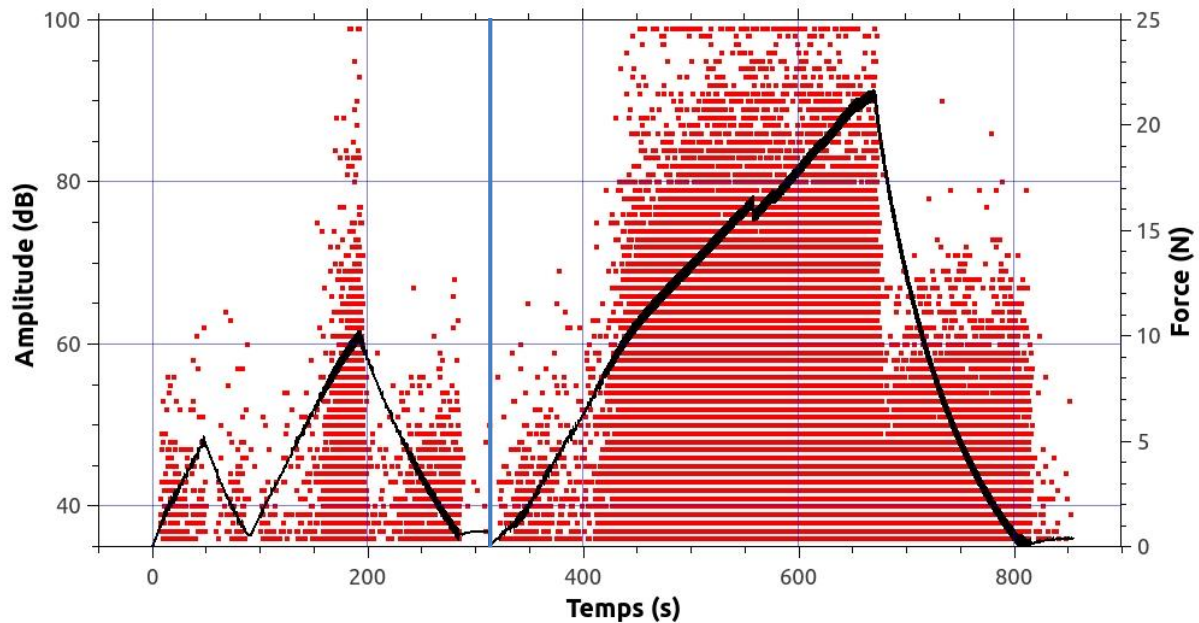


Figure IV-31 : Evènements acoustiques de tous les capteurs en fonction du temps synchronisés avec le couple lors de l'essai interrompu de l'éprouvette To2, avant et après interruption

Le graphique des émissions acoustiques de l'éprouvette To2 de la Figure IV-31 représente les émissions avant et après interruption. Le trait vertical bleu indique le moment de l'interruption. Le signal de force n'est pas filtré par la chaîne d'émission acoustique, il est alors plus bruité que celui des autres systèmes d'acquisition. Le trait de la courbe possède donc une épaisseur variable due au bruit.

La cinématique des essais et la cinétique de l'endommagement sont décrites par les étapes suivantes :

#### 0 – 2 Nm après chaque montage : pied de courbe

Les pieds de courbe indiqués par le numéro 1 sont dus à des mouvements des outillages et à la mise en place de l'éprouvette à l'intérieur de ceux-ci. L'analyse de la vidéo de la caméra haute résolution confirme cette analyse puisque les éprouvettes se déplacent dans le champ de l'image qui est fixe.

#### 2 – 9 Nm : comportement élastique

La première décharge effectuée sur l'éprouvette To2 à 3,5 Nm ne montre pas de déformation résiduelle, la remontée en charge dans le 2<sup>ème</sup> cycle est confondue avec le chargement précédent ce qui indique qu'il n'y a pas eu d'endommagement significatif de l'éprouvette. De plus, aucun évènement de haute amplitude n'est capté par la chaîne d'émission acoustique.

Les éprouvettes To1 et To2 ont un comportement linéaire jusqu'à un couple d'environ 8 Nm si les pieds de courbes ne sont pas considérés. A ce niveau de charge, la pente de la courbe angle-couple diminue avec un coude assez marqué. Les courbes de jauges indiquent également un changement de comportement de l'éprouvette à ce niveau de charge. Des émissions de haute énergie sont captées à partir de cette charge. La décharge effectuée après le maximum de 9 Nm sur l'éprouvette To2 montre un angle résiduel positif lorsque le couple atteint 0. Les jauges mesurent une déformation résiduelle après cette décharge pour les deux éprouvettes. Ce résiduel est de 40  $\mu\text{m/m}$  pour les jauges du voile qui sont les plus impactées, cette valeur est très faible. L'analyse de la tomographie après cette décharge ne permet pas de détecter clairement un endommagement de l'éprouvette.

Quelques parois de cellule du nida dans le voile paraissent légèrement plus déformées que sur la tomographie avant essai mais les différences sont trop peu sensibles pour affirmer la présence d'un endommagement à cet endroit. Toutefois, les émissions acoustiques attestent d'un dommage dans l'éprouvette.

### **9 Nm, numéro 2 : changement de déformée**

La 3<sup>ème</sup> charge de l'éprouvette To2 est effectuée sans que des événements de haute énergie ne soient captés. La reprise de ces événements intervient au niveau de la charge maximale précédemment atteinte, ils se poursuivent jusqu'à l'arrêt des essais. La poursuite du chargement au-delà de 9 Nm confirme par l'observation de la vidéo que l'inflexion indiquée par le numéro 2 correspond à un changement de la déformée de l'éprouvette. En dessous de cette charge, la rotation imposée au voile est supportée par celui-ci. Après le 2, la peau subit une flexion, elle se soulève du côté où elle est chargée en compression et inversement de l'autre côté. Ce changement de déformée est mis en évidence par les photos 1 et 2 de la Figure IV-29. Ce comportement est confirmé par les jauges, notamment celles du voile. La flexion vers le haut sous la jauge 'va' induit une augmentation de la compression mesurée et inversement pour la jauge 'vn'.

### **9 – 20 Nm : cisaillement du nida**

Cette flexion de la peau s'accompagne d'un fort cisaillement du nida dans le voile. Des cloques et des bandes de cisaillement apparaissent dès 11 Nm sur les parois de cellules. Ces cloques et ces bandes se multiplient et deviennent plus importantes pendant toute l'augmentation de charge indiquée par le numéro 3. Des déchirements des parois de cellule apparaissent également vers 18 Nm.

### **21 Nm, numéro 5 : délaminage**

Le numéro 5 marque la fin de ce régime établi d'endommagement du nida par cisaillement pour l'éprouvette To1. Un délaminage intervient brusquement dans le congé de raccordement entre le voile et la peau chargée en compression visible sur la photo 3 de la Figure IV-29. Le délaminage apparaît vers 16 Nm sur l'éprouvette To2 (numéro 4) ce qui semble justifié par son plus fort taux de porosités dans le congé par rapport à To1. Les jauges confirment le dommage et montrent la modification du chargement de l'éprouvette que cela provoque. Les déformations mesurées par les jauges chutent brusquement sauf pour la jauge 'pn' qui augmente. Cette jauge est positionnée du côté de la traction or le délaminage provoque une perte de rigidité du côté de la compression, les efforts sont alors repris par l'autre semelle augmentant donc les déformations de celle-ci.

### **21 – 22 Nm : arrachement du voile**

Le délaminage est suivi par l'arrachement du nida du voile par rapport à la peau accompagné du déchirement des cellules du voile sur toute la face visible. Cet arrachement permet au voile un plus grand écart angulaire par rapport à la position orthogonale avec la peau. Pendant cette phase, indiquée par le numéro 6 dans l'éprouvette To1 et 7 pour l'éprouvette To2, le délaminage se propage lentement. Pendant cette phase, malgré l'augmentation du couple, la déformation mesurée par la jauge 'pn' augmente peu, celle mesurée par 'va' diminue et les autres restent quasiment stables. Cela indique la poursuite de la modification de la reprise de charge. L'éprouvette To2 est déchargée à partir de 22 Nm, un angle résiduel d'environ 6° et de grandes déformations résiduelles sont mesurées en rapport avec les endommagements observés. La tomographie réalisée sur cette éprouvette montre le cisaillement des cellules du nida dans le voile. A ce stade du chargement, environ 3 cellules sur les bords extérieurs de chaque côté du voile sont cisailées, les cellules au

centre du voile sont saines. Le délaminage intervient entre les plis de la peau et la colle qui crée le remplissage. Il se propage ensuite entre les plis de bouclage et les plis de la peau. La Figure IV-32 montre les deux interfaces de délaminage, sur la gauche au niveau de la colle et sur la droite entre les plis. Le délaminage intervient en symétrie centrale par rapport au voile puisque l'éprouvette est sollicitée en torsion.

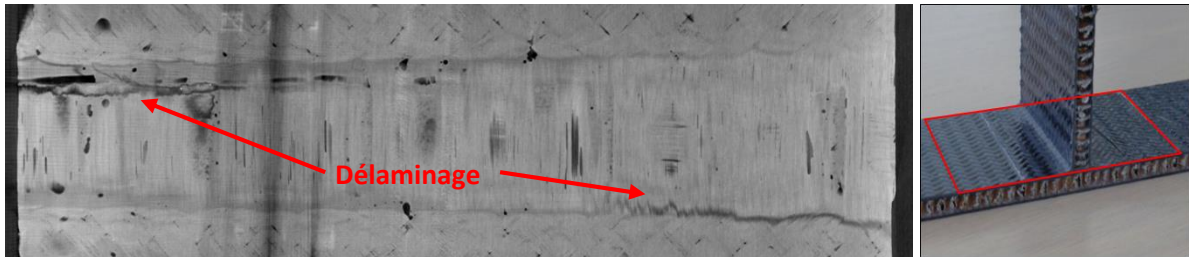


Figure IV-32 : Image de tomographie du délaminage sur l'éprouvette To2 en fin de chargement

### 22 Nm à rupture, zone 8 : déchirement du nida

La suite du chargement indiquée par le numéro 8 sur les courbes correspond à la propagation du délaminage de quelques millimètres sur le début de ce palier de charge et au déchirement complet du nida du voile dans toute la largeur de l'éprouvette. Lorsque le nida est totalement cisailé, un délaminage se produit dans la semelle du voile sollicitée en traction. Les jauges montrent que la phase de modification de la reprise de charge au sein de l'éprouvette se termine avant le palier numéroté 8. Les déformations mesurées par l'ensemble des jauges sont croissantes dans la phase de déchirement du nida. Lorsque celui-ci est totalement cisailé, la semelle sollicitée en traction reprend soudainement une forme rectiligne et ne suit plus la déformée en S de l'autre semelle. La déformée différentes des semelles est visible sur la photo 4 de la Figure IV-29. Cette modification provoque le saut visible sur la jauge 'vn'. A partir de ce point, la semelle du voile en traction est progressivement chargée tandis que l'autre semelle est déchargée. Le même phénomène est observé sur la peau. La tomographie à la fin de l'essai de l'éprouvette To1 montre le cisaillement du nida du voile et le délaminage dans la peau et le congé de raccordement. Les tomographies de la Figure IV-33 montrent que le délaminage peut changer d'interface et intervenir entre deux plis Ud de la peau.

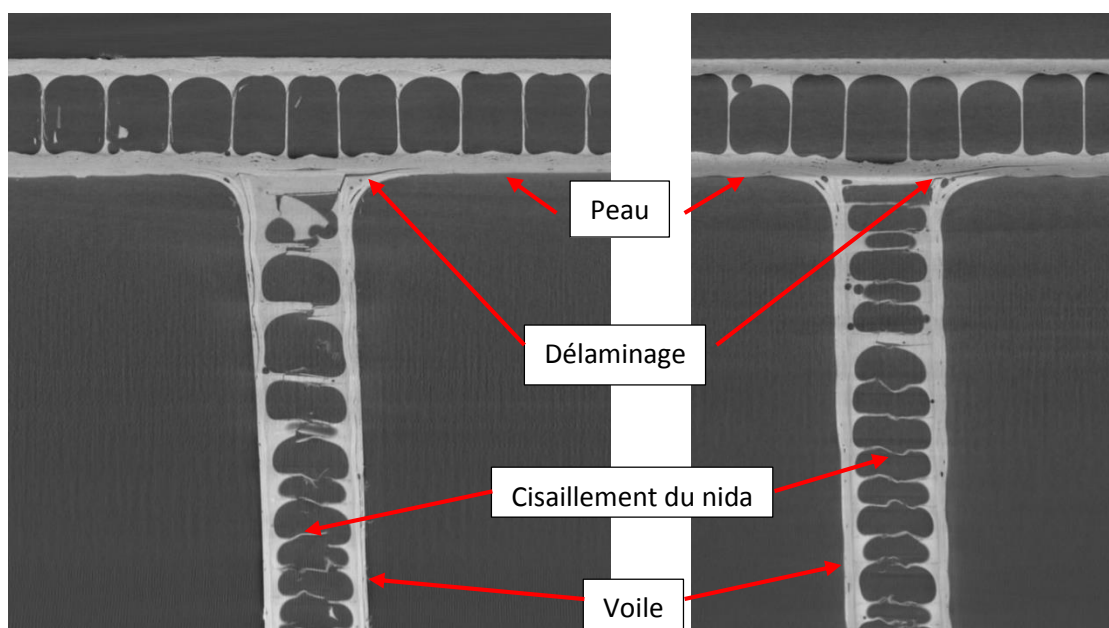


Figure IV-33 : Image de tomographie de l'éprouvette To1 montrant le cisaillement du nida du voile et deux interfaces de délaminage

Le délaminage dans le congé de raccordement et le cisaillement du nida sont les seuls dommages observables sur les éprouvettes. La peau est toujours saine et les porosités dans les congés de raccordement ne se sont ni propagées ni coalescées et n'ont pas joué le rôle d'amorçage d'endommagement. La métrologie mise en place a permis d'identifier la cinétique de l'endommagement au sein des éprouvettes suivant ce mode de sollicitation. La répétabilité de l'essai et du scénario d'évolution d'endommagement est constaté sur tous les essais réalisés. Le synoptique de la Figure IV-34 récapitule de façon schématique les étapes principales de l'endommagement.

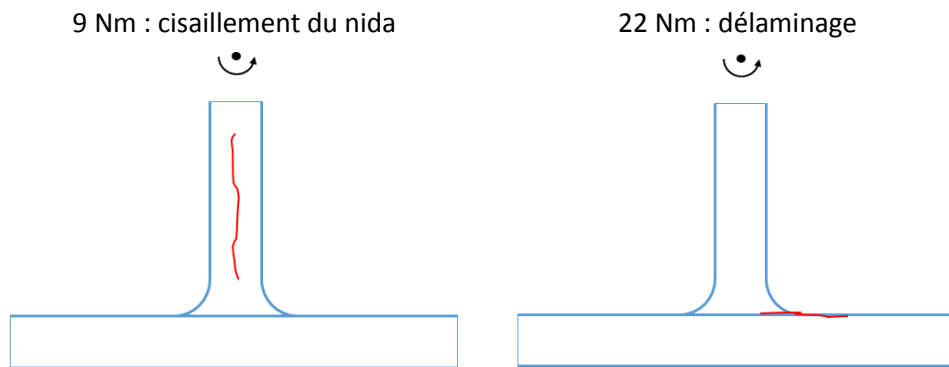


Figure IV-34 : Synoptique de la cinétique d'endommagement des semi-structures sollicitées en torsion

### IV.5.3 Essais de flexion

#### IV.5.3.1 Adaptation des paramètres et de la métrologie

Les essais de flexion se sont également déroulés selon la méthodologie décrite au paragraphe IV.4.1.3. Ils ont été réalisés sur la même machine hydraulique de traction-torsion Instron 8874. Trois éprouvettes ont été sollicitées dans cette configuration. La première de façon monotone jusqu'à rupture, la seconde en charges répétées progressives (CRP) interrompues et la dernière en CRP non interrompue. Les essais de chaque éprouvette sont arrêtés à des niveaux de charges différents pour obtenir plus d'informations sur l'endommagement. Le pilotage de la machine est identique aux essais de torsion, le vérin est asservi en rotation et maintenu en position verticalement. Une vitesse de rotation de 5 °/min est imposée en charge et en décharge. La même métrologie est installée sur les éprouvettes. En revanche, seuls trois capteurs d'émission acoustique sont fixés à l'éprouvette par manque d'espace. Leur disposition est la même que pour les essais de torsion sauf le voile qui ne dispose plus que d'un seul capteur. La problématique de localisation des événements est présente lors de ces essais également. La caméra haute résolution est toujours employée pour filmer la tranche de l'éprouvette au niveau de la jonction voile-peau. Cependant, l'accès direct n'étant plus possible, un miroir incliné donne un champ de vision satisfaisant d'environ 3 cm de côté.

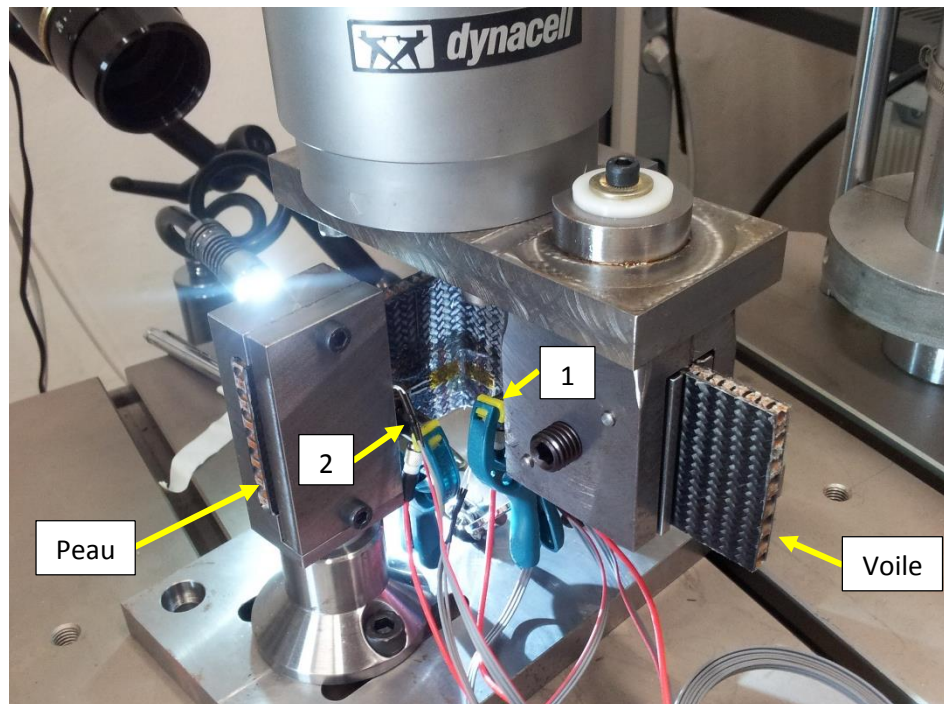


Figure IV-35 : Photo d'une éprouvette installée dans le montage de flexion avec la métrologie mise en place (jauges, capteurs d'émission acoustique, caméra)

#### IV.5.3.2 Résultats

La méthode d'analyse de l'essai de flexion est similaire à celle employée pour traiter l'essai de torsion. Les courbes représentatives du couple en fonction de l'angle imposé sont tracées pour tous les essais de flexion dans la Figure IV-36. L'éprouvette nommée FI1 a été sollicitée de façon monotone. Les courbes de l'éprouvette FI2 représentent les essais CRP interrompus de cette éprouvette. La dénomination « avant » et « après » indique à nouveau si la courbe correspond à la sollicitation avant ou après l'interruption pour la tomographie. Trois cycles de charge sont effectués avant l'interruption avec des maximums de 3,5 , 7 et 10,5 Nm. Après interruption, deux cycles sont réalisés jusqu'à 10,5 et 12,5 Nm. La dernière courbe dénommée FI3 montre le comportement de cette éprouvette soumise à une CRP non interrompue comprenant cinq cycles dont les maximums sont : 3,5 , 7 , 10,5 , 12,5 Nm et 20°. Les courbes représentatives de FI1 et FI2 sont décalées pour faciliter la comparaison de l'allure. La Figure IV-38 présente les courbes représentatives des jauges tracées lors de l'essai monotone à rupture de l'éprouvette FI1. Les jauges possèdent les mêmes dispositions et dénominations que celles schématisées sur la Figure IV-17.

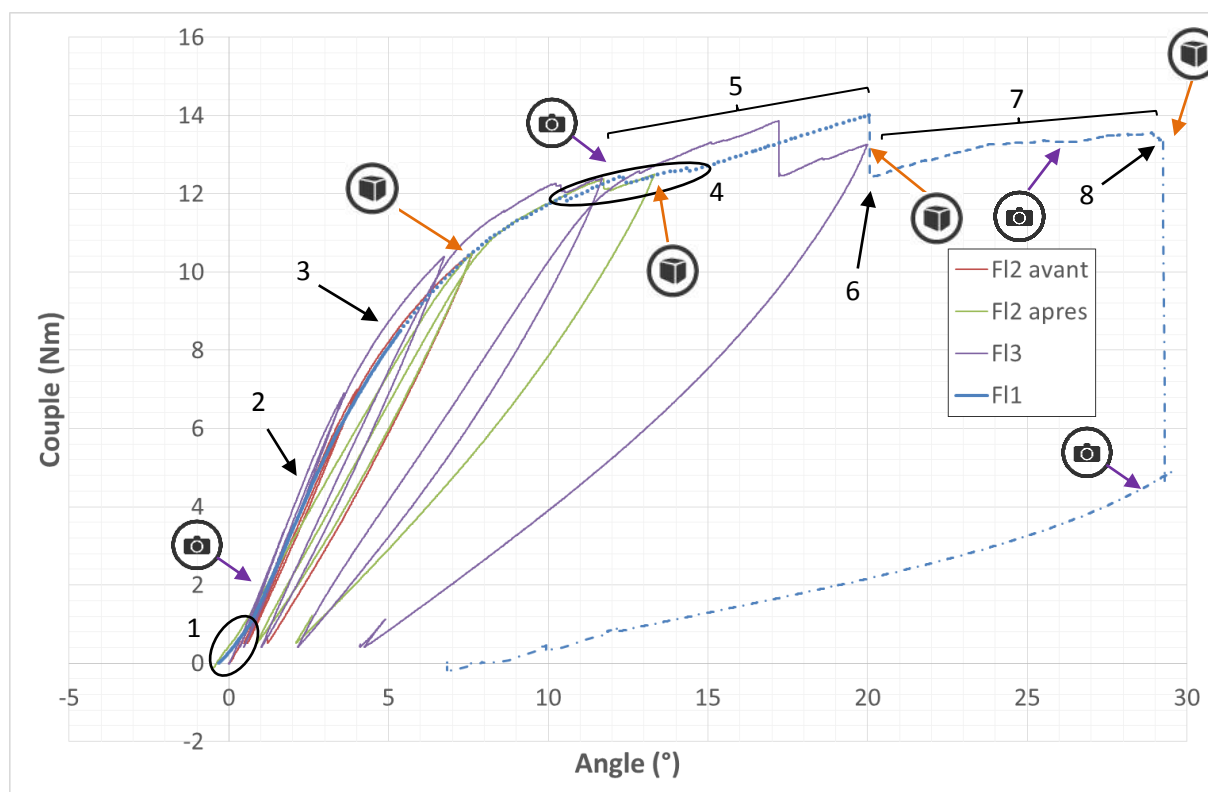


Figure IV-36 : Courbe angle-couple de l'ensemble des essais de flexion réalisés sur les semi-structures

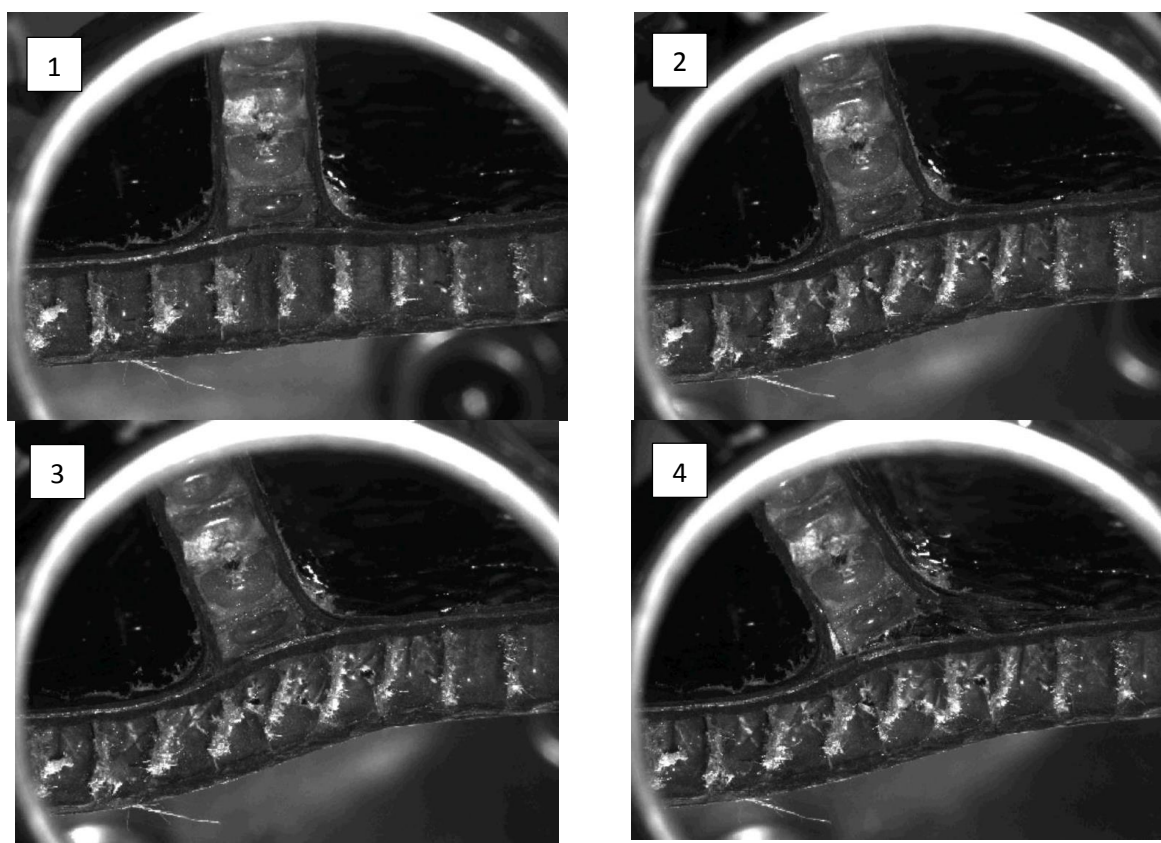


Figure IV-37 : Images tirées de la caméra haute résolution de la déformée et de l'endommagement de l'éprouvette FI1 numéroté par ordre chronologique

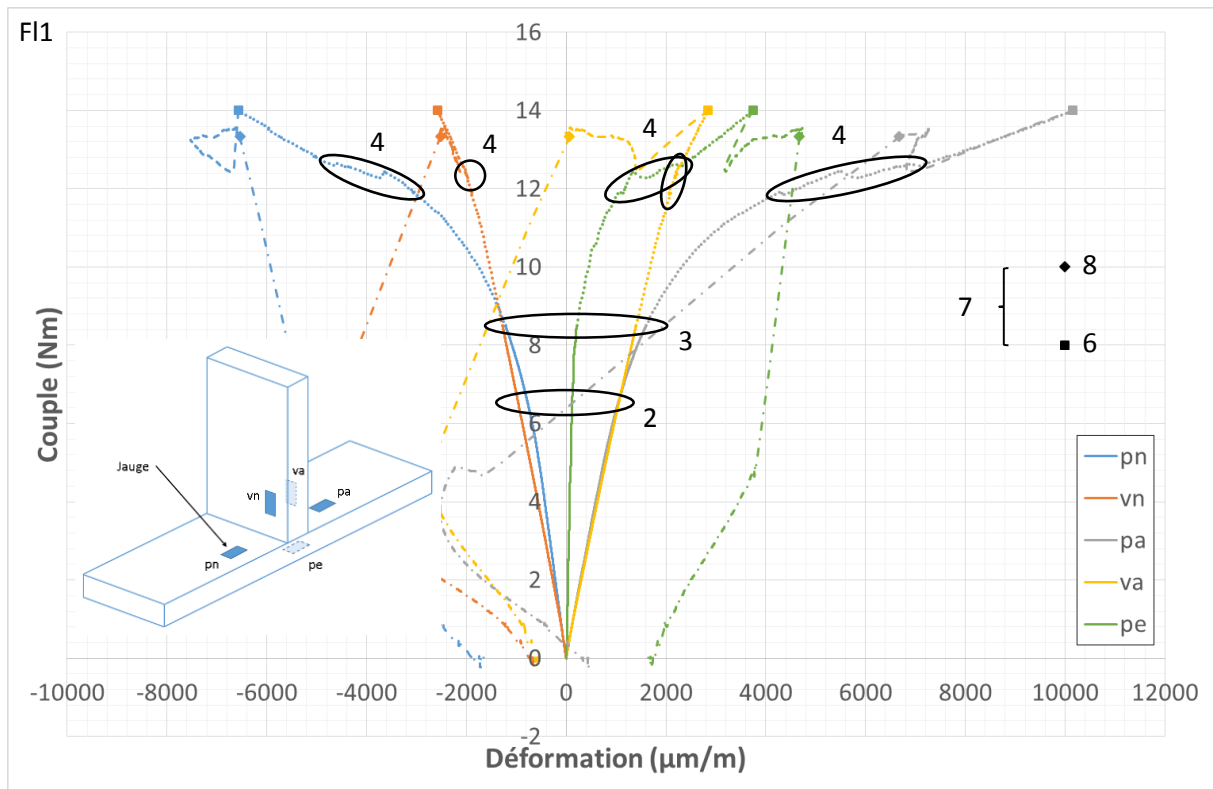


Figure IV-38 : Courbes représentatives des jauges de l'éprouvette FI1 sollicitée de façon monotone jusqu'à rupture

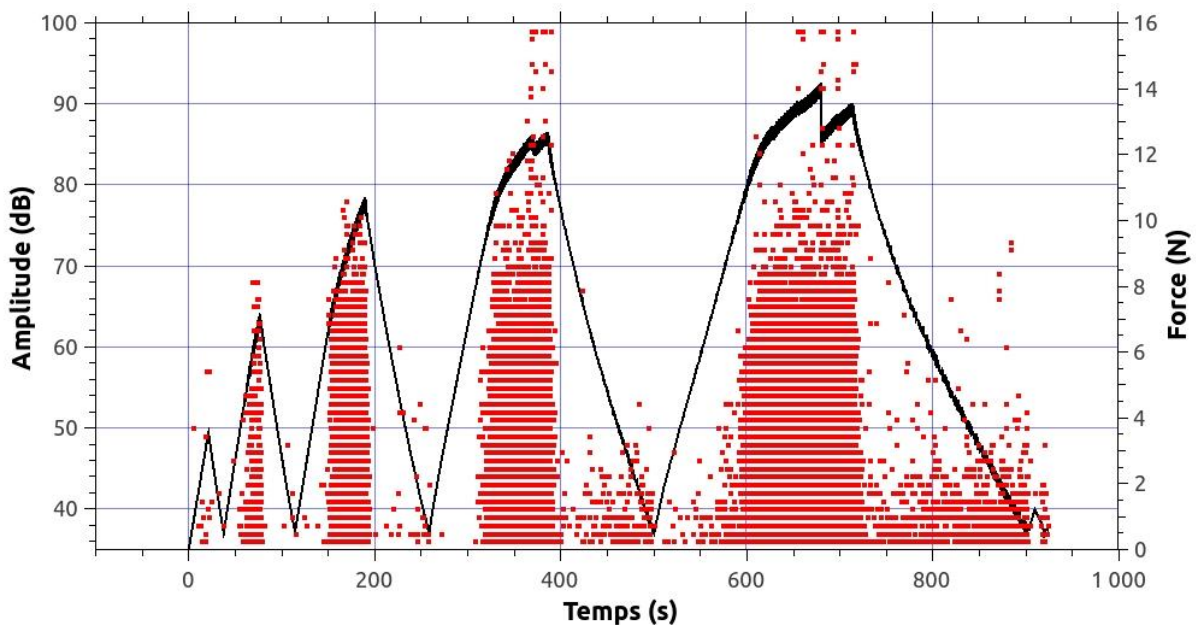


Figure IV-39 : Evénements acoustiques de tous les capteurs en fonction du temps synchronisés avec le couple lors de l'essai CRP de l'éprouvette FI3

La courbe couple-angle de la Figure IV-36 montre dans le numéro 1 des pieds de courbe relativement importants et très variables entre les différents essais. En effet, ils sont bien présents sur les éprouvettes FI1 et FI2 après l'interruption jusqu'à 1 Nm et sont presque inexistants lors des deux autres essais. L'influence de ces pieds de courbe est beaucoup moins marquée sur les courbes couple-déformation des jauges (Figure IV-38). Un changement de pente est toutefois également visible en zoomant sur le début des courbes. Ces pieds s'expliquent par le calage des éprouvettes dans les mors et la mise en appui sous charge des outillages. Un léger mouvement est observable

sur les vidéos de la caméra haute résolution. Après une correction des pieds de courbe, les courbes couple-angle présentent une allure similaire pour toutes les éprouvettes. Les courbes des éprouvettes FI1 et FI2 sont presque confondues jusqu'à la fin d'essai tandis que l'éprouvette FI3 est environ 4 % plus rigide. Les émissions acoustiques dans les essais de flexion possèdent un bruit d'amplitude basse à moyenne de plus en plus important au fur et à mesure des cycles (Figure IV-39). Ces émissions sont tout d'abord dues à la mise en place des éprouvettes dans les outillages puis au frottement des lèvres de fissure et de déchirement lors des ouvertures et fermetures.

Les étapes suivantes décrivent la cinématique des essais et la cinétique de l'endommagement :

#### **0 – 3,5 Nm, 1<sup>er</sup> cycle : comportement élastique**

Les éprouvettes FI2 et FI3 sont sollicitées par une première charge à 3,5 Nm. La décharge à ce niveau montre un angle résiduel tandis que les courbes de jauges sont quasiment superposées. Ce résiduel est dû à la mise en place et aux jeux des outillages qui provoquent un décalage sur la position absolue du vérin. Lors du deuxième chargement, les courbes se superposent dès la reprise pour les jauges et à la fin du pied de courbe pour le couple. La chaîne d'émission acoustique ne détecte que des signaux de faible énergie. Cette première charge-décharge ne provoque pas d'endommagement de l'éprouvette.

#### **4,5 Nm : changement de déformée**

Après le pied de courbe, l'ensemble des courbes est linéaire jusqu'à environ 4,5 Nm. A partir de cette charge indiquée par le numéro 2, la pente de la courbe couple-angle baisse. La vidéo de la caméra haute résolution montre qu'avant ce couple, l'éprouvette fléchit globalement. Après cette charge, une flexion locale de la peau avec un fort cisaillement du nida de la peau sous le voile intervient, ce phénomène est visible sur la photo 2 de la Figure IV-37. A ce niveau de charge, les courbes des jauges possèdent également une inflexion. La déformation mesurée par toutes les jauges augmentent ce qui confirme que l'éprouvette subit une flexion plus forte qu'auparavant dans la zone influente sur les jauges.

#### **7 Nm, 2<sup>ème</sup> cycle : premier endommagement**

Le comportement n'est plus modifié jusqu'à la charge de 7 Nm qui constitue le début de la deuxième décharge. L'angle résiduel à la fin de la décharge est relativement faible mais correspond cette fois à une modification de l'éprouvette. Les déformations résiduelles mesurées par les jauges sont également beaucoup plus importantes que lors du cycle précédent mais restent faibles. Cette observation tend à indiquer que l'éprouvette n'est plus saine. Toutefois, la montée en charge suivante se déroule avec la même pente que la charge précédente. De plus, aucune apparition d'endommagement n'est visible à ce stade du chargement sur les images des caméras. La chaîne d'émission acoustique détecte des événements de moyenne amplitude à partir de 6 Nm signe d'un endommagement. L'éprouvette a donc subi des dommages dans ce cycle qui sont trop faibles pour modifier le comportement et pour être localisés par la métrologie.

#### **8,5 – 11 Nm: cisaillement du nida**

Après 7 Nm, l'éprouvette se comporte selon le même mode de déformation jusqu'au point numéro 3 sur les courbes, c'est-à-dire moment d'une flexion globale de l'éprouvette et d'une flexion locale au niveau de la liaison voile-peau avec un fort cisaillement du nida de la peau. A environ 8,5 Nm, des déformations des parois apparaissent dans le nida de la peau sous le voile. L'inflexion des courbes couple-angle et couple-déformation s'accroît à ce niveau. Le cisaillement du nida induit

notamment une forte inflexion sur la courbe de la jauge 'pe' dont la déformation mesurée augmente fortement. En effet, ce cisaillement permet au voile de tourner plus librement par rapport à la peau. Cette rotation entraîne la peau en flexion à distance de la liaison comme le prouve l'augmentation des mesures des jauges 'pa' et 'pn'. Le nida étant sain à distance de la jonction, les deux semelles de la peau sont entraînées par ce mouvement. Une forte traction-flexion de la semelle extérieure sous la liaison résulte de ce mode de déformée en S. Les déformations du nida sont suivies par l'apparition de bandes de cisaillement sur les parois. Ces deux phénomènes sont de plus en plus marqués à mesure que le couple augmente. L'éprouvette FI2 est déchargée pour l'interruption à 10,5 Nm. Une fois déchargée, des marques blanchâtres peu visibles sont observables au niveau des bandes de cisaillement. Ce troisième cycle démontre un effet Kaiser sur les émissions acoustiques. C'est-à-dire que les événements reprennent à partir du niveau de charge du cycle précédent. Ce phénomène indique l'absence d'endommagement massif de l'éprouvette. Les émissions de ce 3<sup>ème</sup> cycle sont d'amplitude plus élevée que dans les cycles précédents. Les mesures résiduelles, angle et déformations, sont cette fois beaucoup plus grandes. Les jauges 'pa' et 'pn' collées sur la peau mesurent des déformations résiduelles d'environ 400  $\mu\text{m}/\text{m}$  soit un niveau très important par rapport à la déformation maximale mesurée de 2 300  $\mu\text{m}/\text{m}$ . Ces mesures montrent qu'un endommagement est intervenu durant le dernier chargement. La tomographie de l'éprouvette pendant l'interruption indique des parois de cellule du nida de la peau cisailées. Ces endommagements sont très localisés dans une bande d'une cellule de largeur sous le voile.

#### **11 – 12,5 Nm : accélération de l'endommagement**

Les courbes présentent une nouvelle inflexion vers 11 Nm, cette charge correspond à une accélération de l'endommagement des parois du nida. Ce couple coïncide également à la reprise des émissions acoustiques respectant à nouveau l'effet Kaiser. Le flambage augmente dans les cellules et apparaît sur plus de cellules, les bandes de cisaillement se multiplient, s'agrandissent et touchent de nouvelles parois. Ce régime se poursuit jusqu'à environ 12 Nm et l'apparition de multiples décrochements des courbes indiquée par le numéro 4. L'analyse de la vidéo montre que ces décrochements correspondent à des déchirements des parois de cellule.

#### **12,5 Nm : fissure transverse**

Une fissure transverse due à la traction-flexion de la semelle extérieure intervient vers 12,5 Nm. Cette fissure et l'endommagement du nida modifient peu le comportement du voile d'après les courbes des jauges 'va' et 'vn'. En revanche, ces déchirements facilitent la rotation du voile qui entraîne en flexion la semelle intérieure de la peau d'où la diminution de la pente des courbes des jauges 'pn' et 'pa'. Des événements de haute amplitude sont captés par la chaîne d'émission acoustique au moment de l'ouverture de la fissure transverse. Ces émissions se poursuivent jusqu'à la décharge des éprouvettes FI2 et FI3. L'arrêt de l'essai sur l'éprouvette FI2 à 12,5 Nm permet d'observer les endommagements par tomographie. Les décharges à ce niveau des éprouvettes FI2 et FI3 présentent un angle et des déformations résiduels très importants, notamment pour les trois jauges de la peau, justifiés par les dommages observés. La tomographie de FI2 montre le cisaillement et le flambement des parois des cellules du nida de la peau sous le voile et les congés de raccordement. La zone endommagée est cette fois beaucoup plus étendue que lors de l'interruption et couvre une bande de 4 cellules de largeur. La fissure transverse observée sur la photo 2 de la caméra haute résolution est également visible sur cette image de tomographie. La reprise de charge à cette boucle se fait avec une pente nettement plus faible qu'auparavant. Ces constatations sont en accord avec les endommagements observés précédemment.

### 12,5 – 14 Nm : déchirement du nida

Après le décrochement de la fissure transverse, la charge augmente avec une courbe relativement perturbée jusqu'à 14 Nm. Cette zone numérotée 5 correspond à la multiplication des déchirements et leur progression plus ou moins rapide. Le comportement de l'éprouvette indiqué par les courbes des jauges est inchangé par rapport aux constatations précédentes. La 5<sup>ème</sup> boucle de l'essai de FI3 montre une reprise des émissions acoustiques avant la charge maximale précédemment atteinte. Ce phénomène est appelé effet Felicity, il est signe d'un endommagement massif ayant fortement modifié la mésostructure. Ces mesures sont donc en accord avec les autres outils de la métrologie.

### 14 Nm : délaminage

Le point numéroté 6 à 14 Nm correspond à l'apparition brusque d'un délaminage dans le congé sollicité en ouverture donc en traction comme l'indique la photo 3 de la Figure IV-37. Il s'accompagne d'une salve d'évènements de haute amplitude. Ce délaminage provoque une forte baisse de la déformation dans les semelles reliées à ce congé comme le montrent les jauges 'pa' et 'va'. En effet, le délaminage permet aux plis de bouclage de réduire leur tension. Le délaminage ne provoque presque aucun mouvement de la semelle en compression d'après l'analyse de la vidéo. Cela justifie la décharge visible sur les courbes des jauges 'vn' et 'pn'. Le délaminage, en réduisant la traction de la semelle intérieure, réduit également la traction-flexion de la semelle extérieure donc la déformation mesurée par la jauge 'pe'. La tomographie à la fin de l'essai de FI3, dont la Figure IV-40 est extraite, montre que la zone touchée par le cisaillement du nida est beaucoup plus étendue et que le délaminage intervient uniquement dans le congé de raccordement.

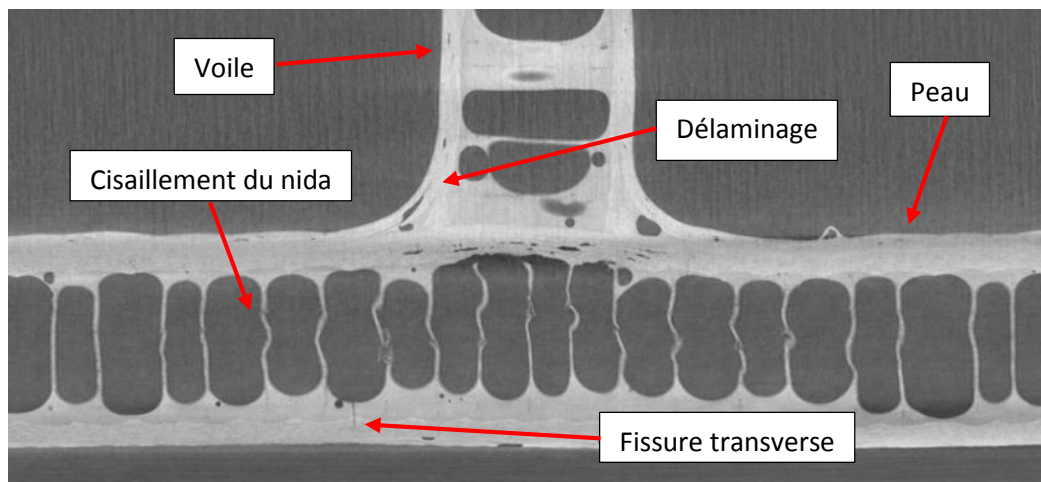


Figure IV-40 : Image de tomographie de l'éprouvette FI3 à la fin de l'essai montrant les endommagements subis

### 20 – 29° : propagation

La phase après l'apparition du délaminage indiquée par le numéro 7 est séparée en deux parties : la première correspond à une reprise du régime noté 5 avec une même pente puis une réduction de la pente. Ce second régime intervient lorsque le nida de la peau est totalement cisailé. Celui-ci peut alors s'écraser et permettre aux peaux de réduire leur flexion. Ce phénomène est observable sur les courbes des jauges et notamment la jauge 'pn'. Ce déchirement réduit également le chargement de la traction des semelles du côté du délaminage. Des émissions dans toute la gamme d'énergie sont émises durant la phase 7.

### 29° : arrachement du voile

Le numéro 8 indique la rupture de l'éprouvette et marque la perte de sa rigidité. A cet instant, le nida du voile s'arrache brusquement de la peau et le délaminage se propage sur 1 cm environ. La photo 4 montre l'éprouvette au moment de la rupture. Une nouvelle salve d'émissions acoustiques est captée à cet instant. La Figure IV-41 regroupe trois images de tomographie de l'éprouvette rompue en descendant de haut en bas du plan bleu au plan rouge. La première image montre le délaminage au pied du voile qui intervient entre le nida et les plis en haut de l'image, et entre deux plis d'orientation différente en bas. En descendant dans le congé, la colle qui joint le nida du voile sur la peau a fissuré. L'image du bas montre le délaminage entre les plis de bouclage et les plis de la peau.

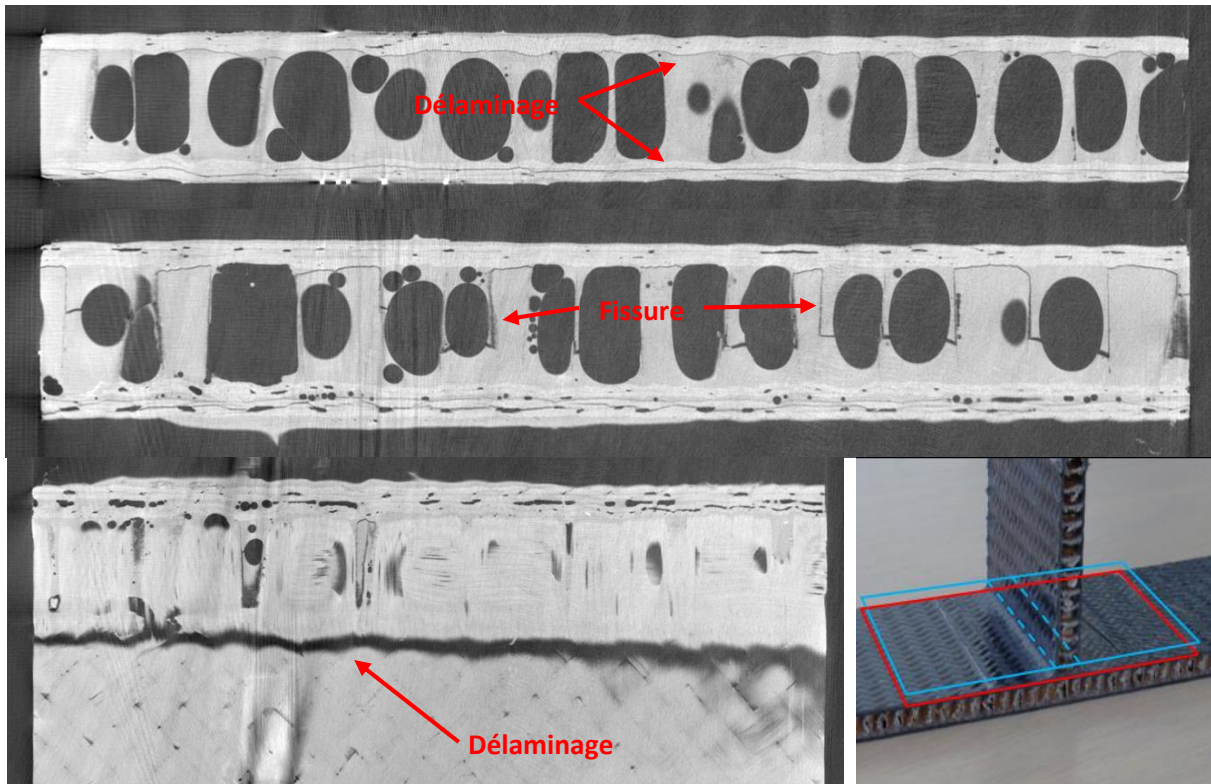


Figure IV-41 Images de tomographie de l'éprouvette FI1 après la rupture lors de l'essai à différents niveaux entre les plans bleu et rouge mettant en évidence les endommagements intervenus

La répétabilité du comportement et de l'évolution de l'endommagement des essais de flexion est obtenue sur ces tests et ce, malgré les différents défauts observés sur les tomographies avant essai. En effet, le chemin de rupture est à distance des défauts, la modification du comportement mécanique et du champ de contraintes générée par ces derniers n'est pas suffisante pour modifier ce chemin. L'ensemble des phénomènes qui interviennent dans le comportement survient à la même charge pour toutes les éprouvettes, la différence de rigidité provoque le décalage visible sur les courbes. La cinétique d'endommagement des semi-structures est schématisée par le synoptique de la Figure IV-42.

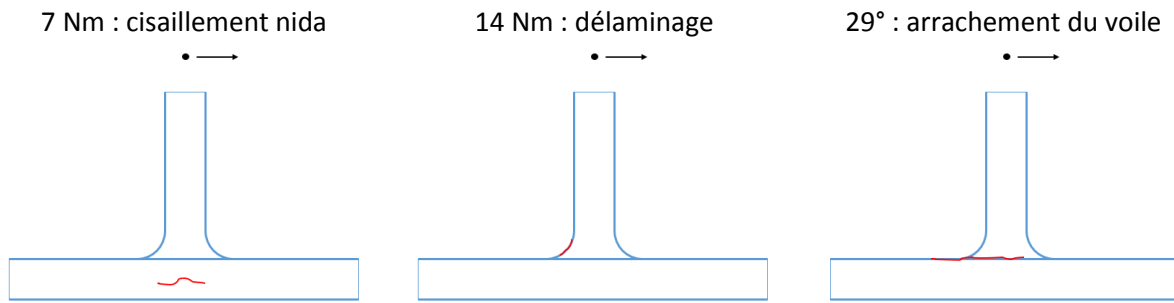


Figure IV-42 : Synoptique de la cinétique d'endommagement des semi-structures sollicitées en flexion

## IV.5.4 Essais de traction

### IV.5.4.1 Adaptation des paramètres et de la métrologie

Les essais de traction se sont également déroulés selon la méthodologie décrite précédemment. Ils sont réalisés sur une machine de traction Instron 5960. Trois éprouvettes sont sollicitées dans cette configuration. La première, en monotone jusqu'à rupture, la seconde en charges répétées progressives (CRP) interrompues et la dernière en CRP non interrompue. L'essai monotone à rupture de l'éprouvette Tr1 a montré un endommagement à distance de la liaison voile-peau. Afin d'obtenir une rupture dans la liaison, la portée est réduite de 120 à 92 mm. L'essai CRP non interrompu est également mené à rupture afin de vérifier les modifications sur le mode et le lieu de l'endommagement. Une vitesse de déplacement de la traverse de 4 mm/min est imposée en charge et en décharge. La même métrologie est installée sur les éprouvettes. Suivant les essais, de quatre à huit capteurs d'émission acoustique sont installés sur l'éprouvette. L'éprouvette Tr1 est équipée suivant le même plan que les essais de torsion. La rupture étant intervenue à distance de la liaison, les mesures d'émission acoustique ne sont pas optimales. Huit capteurs sont alors montés sur l'éprouvette Tr2 avant interruption selon la disposition de la Figure IV-43. Le temps nécessaire au montage et au réglage de ce nombre de capteurs ajouté à la pauvreté des mesures des capteurs {1,3,6,8} ont conduit à la suppression de ces capteurs pour la suite des essais. La caméra haute résolution est toujours employée pour filmer la tranche de l'éprouvette au niveau de la jonction voile-peau.

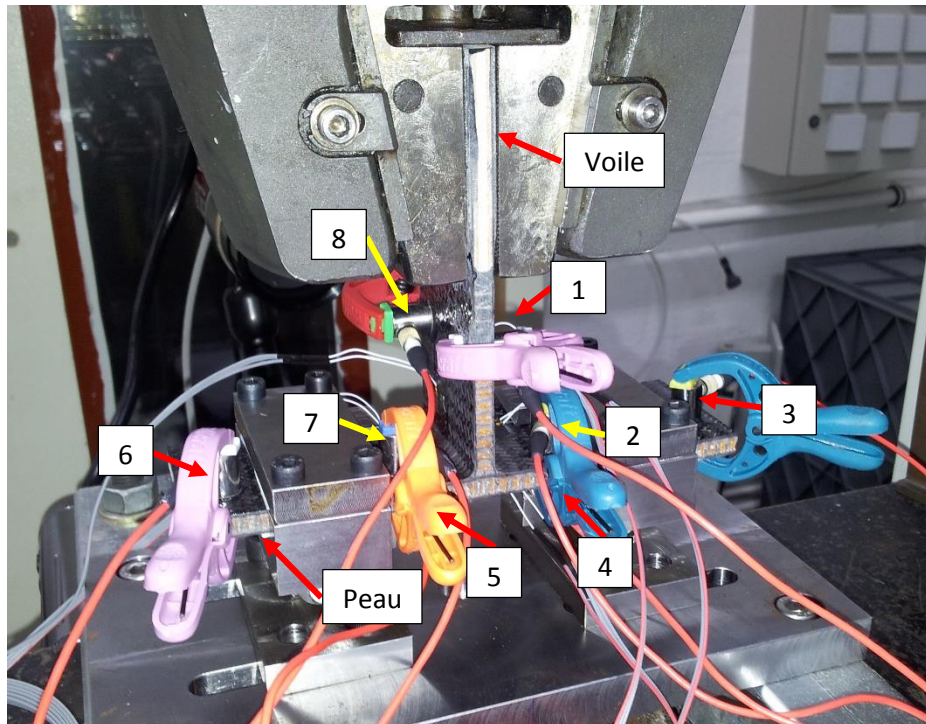


Figure IV-43 : Photo du montage des essais de traction et de l'instrumentation comprenant des jauges, des capteurs d'émission acoustique et une caméra haute résolution

#### IV.5.4.2 Résultats

La méthode d'analyse de l'essai de traction est reprise sur les essais déjà traités. La courbe représentative de la force en fonction du déplacement traverse imposé de l'éprouvette Tr1 est séparée de celle des autres éprouvettes en raison de la portée différente. L'ensemble de ces courbes est tracé dans la Figure IV-44. L'éprouvette nommée Tr1 a été sollicitée de façon monotone. Les courbes de l'éprouvette Tr2 représentent les essais CRP interrompus de cette éprouvette. La dénomination « avant » et « après » indique à nouveau si la courbe correspond à la sollicitation avant interruption ou après interruption. Deux cycles sont réalisés avant interruption, les maximums sont définis à 2 et 4 mm de déplacement traverse. Après interruption, deux nouveaux cycles jusqu'à 6 et 8 mm de déplacement traverse sont effectués. La dernière courbe dénommée Tr3 montre le comportement de l'éprouvette du même nom soumise à une CRP non interrompue. Cinq cycles sont réalisés avec une progression de 2 mm de déplacement traverse entre chaque maximum. La Figure IV-46 regroupe les courbes représentatives des jauges tracées lors de l'essai monotone à rupture de l'éprouvette Tr1. La Figure IV-47 ne présente que les jauges collées sur le voile pour améliorer la visibilité du comportement.

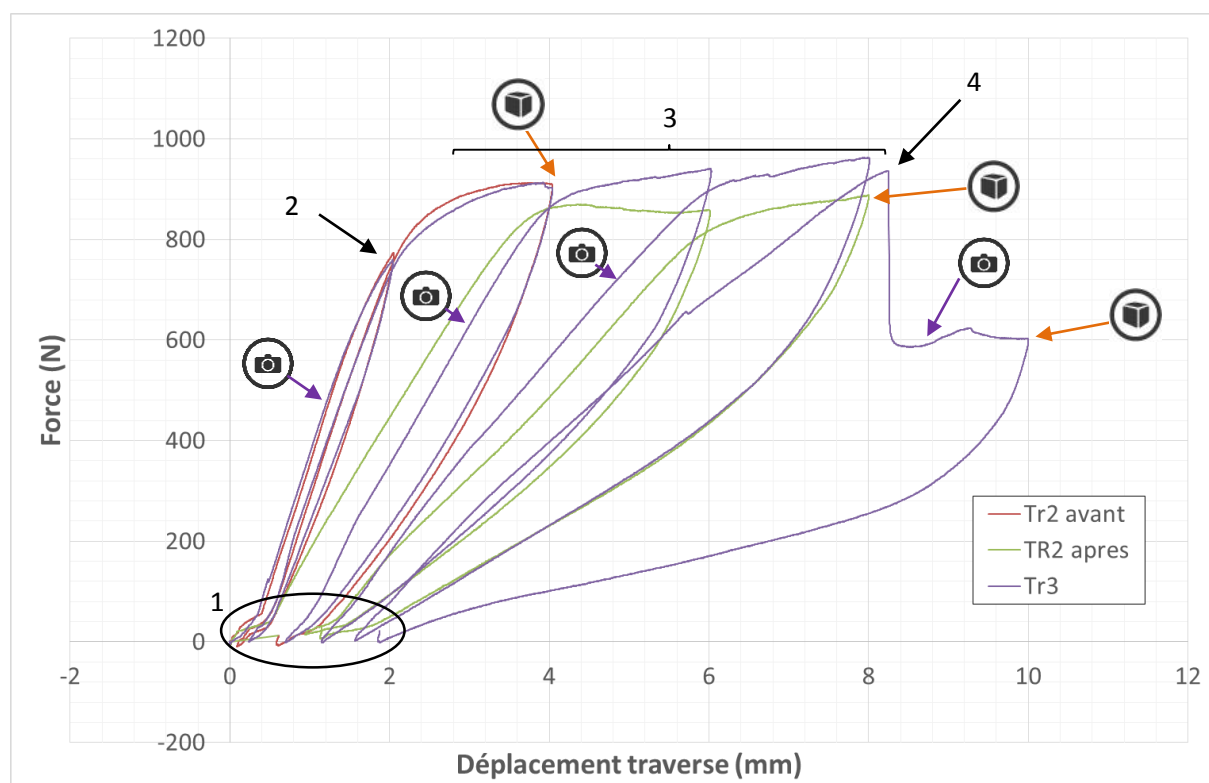
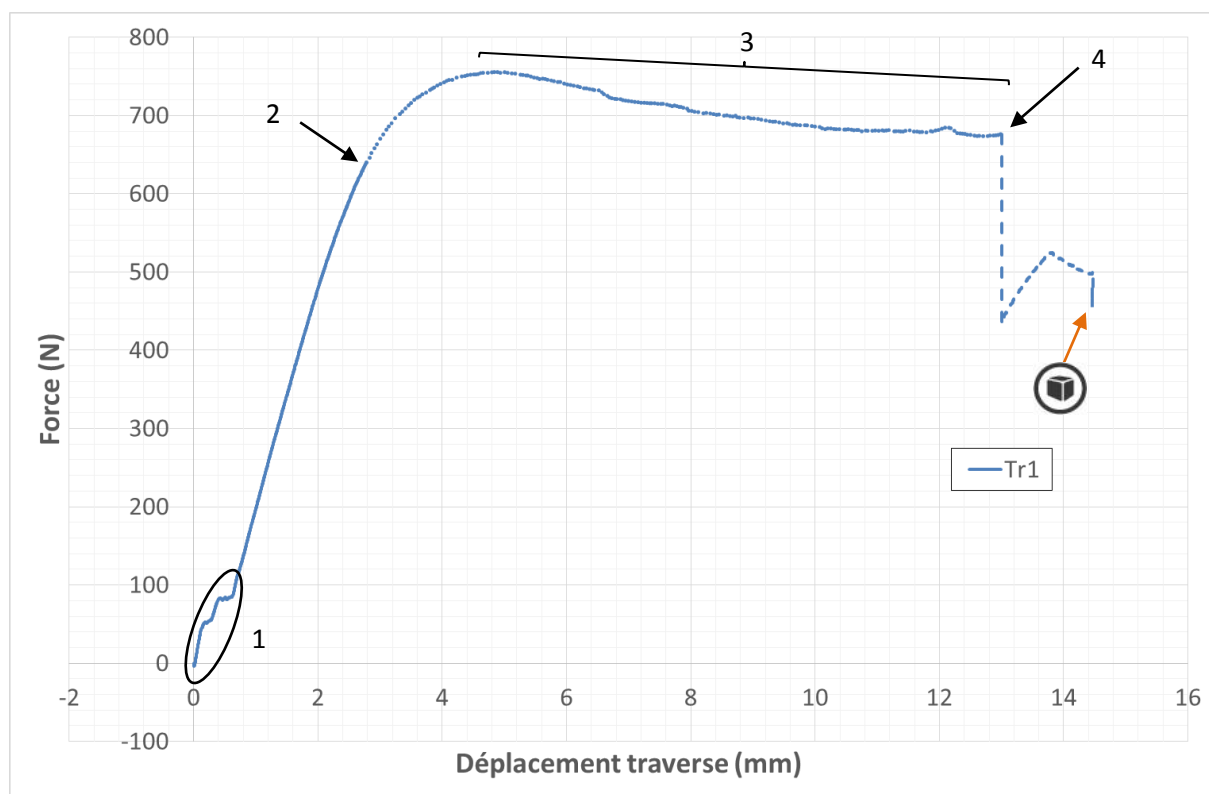


Figure IV-44 : Courbes force-déplacement traverse des essais de traction sur les éprouvettes technologiques, en haut de l'éprouvette Tr1, en bas des éprouvettes Tr2 et Tr3

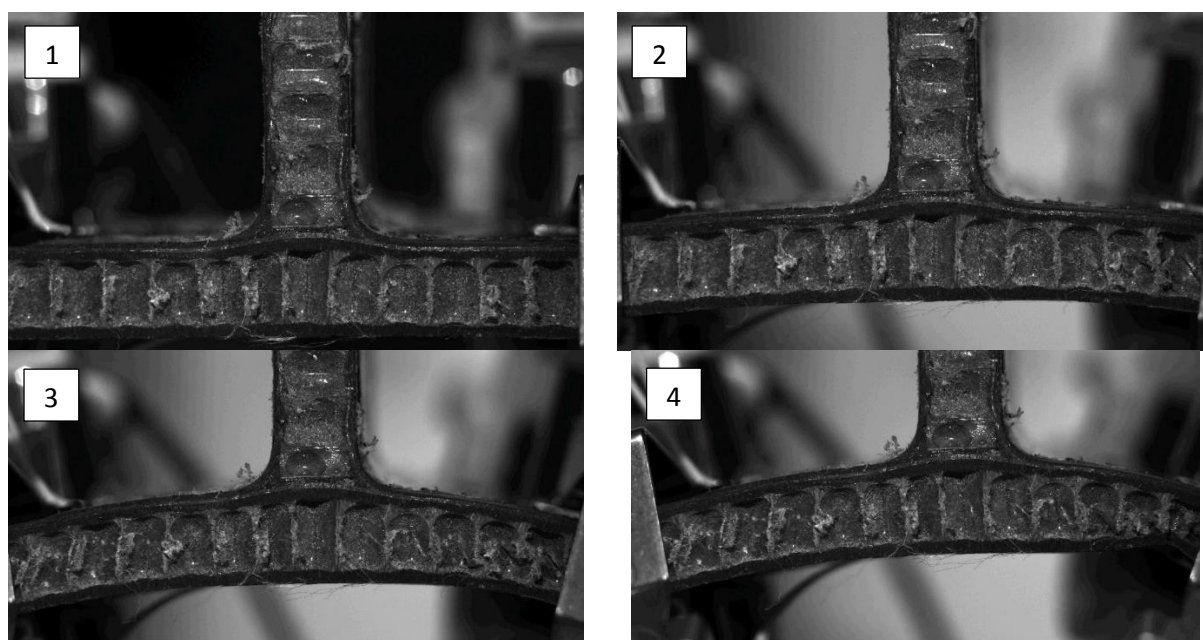


Figure IV-45 : Images tirées de la caméra haute résolution indiquant la cinématique de l'endommagement de l'éprouvette Tr3 numéroté dans l'ordre chronologique

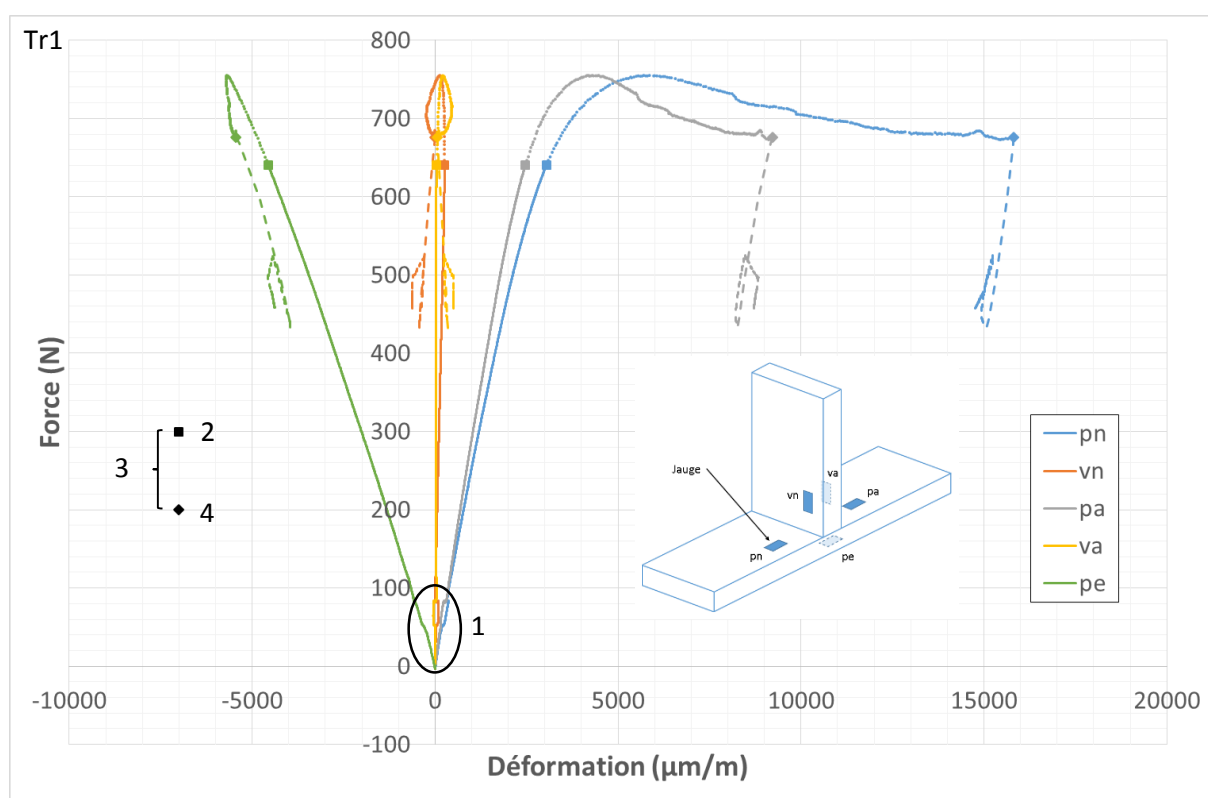


Figure IV-46 : Courbe de la force en fonction des déformations mesurées par les jauges de l'éprouvette Tr1

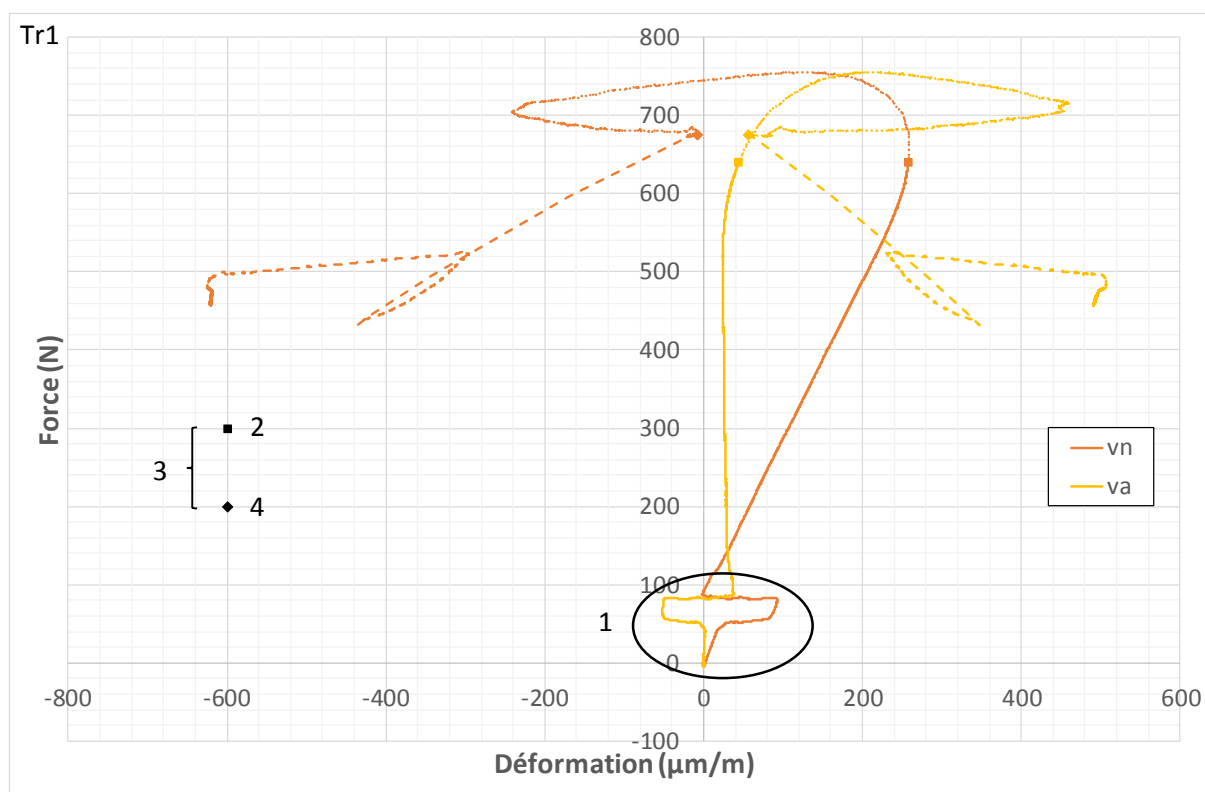


Figure IV-47 : Courbe de la force en fonction des déformations mesurées par les jauges du voile de l'éprouvette Tr1

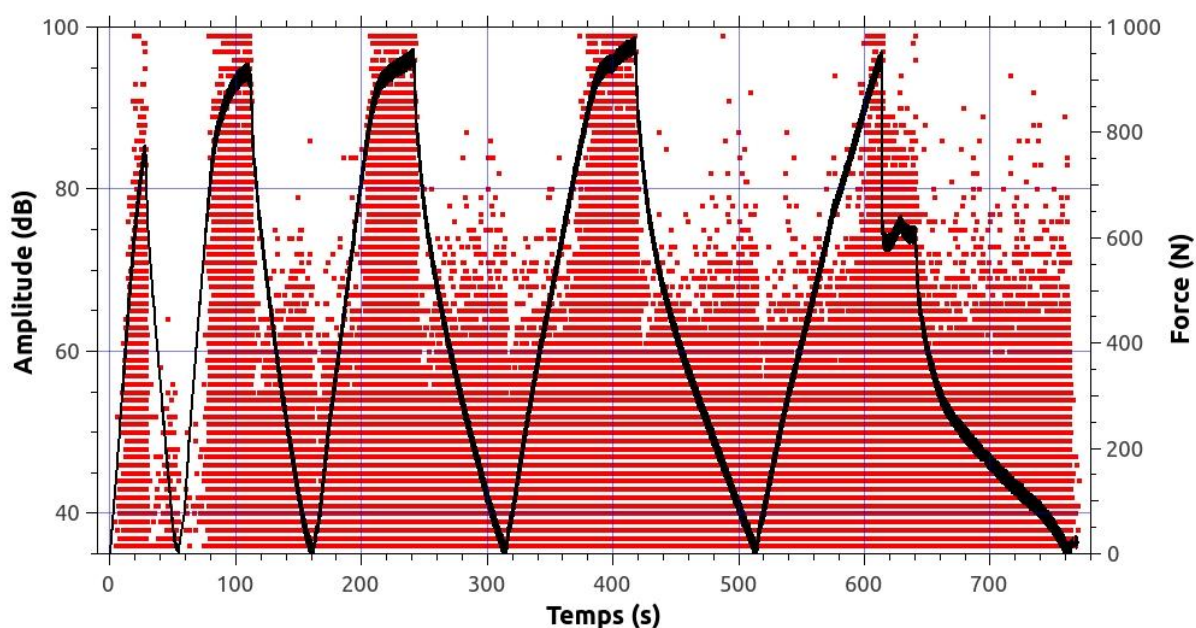


Figure IV-48 : Evènements acoustiques de tous les capteurs en fonction du temps synchronisés avec le couple lors de l'essai de l'éprouvette Tr3

Les courbes de la force en fonction du déplacement traverse montrent des allures similaires entre les éprouvettes Tr2 et Tr3, les courbes sont très proches jusqu'à l'interruption. La différence est marquée entre Tr1 et les autres éprouvettes, la charge maximale et la pente sont inférieures du fait de la portée supérieure. Cette éprouvette possède également une baisse de charge qui intervient après l'atteinte du maximum. Ce comportement existe aussi pour l'éprouvette Tr2 après interruption mais il est moins marqué. Les émissions acoustiques dans les essais de traction possèdent également un bruit d'amplitude basse à moyenne de plus en plus important au fur et à mesure des cycles

(Figure IV-39). Ces émissions sont rapidement très nombreuses. Elles sont dues au frottement des lèvres de fissure et de déchirement lors des ouvertures et fermetures.

La cinématique des essais et la cinétique de l'endommagement sont décrites par les étapes suivantes :

#### **0 – 80 N : pieds de courbe**

Les courbes présentent toutes des pieds très importants numérotés 1 avec des modifications de pente et de grands déplacements des outillages. La mise en place de l'éprouvette et des outillages est plus influente sur cet essai qu'en torsion ou en flexion.

#### **80 – 770 N : comportement élastique**

Après ces pieds, l'ensemble des courbes possèdent une partie linéaire jusqu'à environ 400 N pour l'éprouvette Tr1. La photo 1 de la Figure IV-45 montre que la peau de l'éprouvette fléchit sans signe d'endommagement ou de cisaillement important du nida. Au-delà de cette charge, les courbes commencent à s'infléchir et le cisaillement des parois du nida déforme les cellules. Ces déformations interviennent à distance de la liaison voile-peau et à proximité des outillages. Les courbes de jauges montrent que l'éprouvette n'est pas soumise à une traction pure du voile, une flexion symétrique de la peau intervient. Les jauges du voile possèdent des pentes très différentes ce qui indique une flexion importante de celui-ci. De même, les jauges 'pn' et 'pa' mesurent des déformations légèrement différentes. Des émissions acoustiques de haute amplitude sont captées à partir de 650 N. Elles indiquent la création d'endommagements plus importants dans l'éprouvette. La décharge effectuée sur les éprouvettes Tr2 et Tr3 présente un léger déplacement résiduel ainsi que des déformations résiduelles dans la peau. Les jauges du voile ne mesurent aucune déformation résiduelle. La pente de la deuxième charge est similaire à la première mais décalée du résiduel précédent. Ces résiduels semblent donc liés à la mise en place des outillages et de l'éprouvette. Le comportement des éprouvettes n'est pas altéré par les dommages captés par l'émission acoustique.

#### **2 – 4 mm : endommagement du nida**

A partir du point numéro 2, le cisaillement du nida devient très important et les premières déformations des parois de cellule apparaissent. Celles-ci se multiplient rapidement, des bandes de cisaillement se forment. La nida se déchire ensuite au niveau de ces bandes de cisaillement. Ces endommagements interviennent tous entre le numéro 2 et la charge maximale de l'éprouvette Tr1 ou le sommet de la 2<sup>ème</sup> boucle des éprouvettes Tr2 et Tr3. Ils sont captés par la chaîne d'émission acoustique avec des amplitudes élevées. Cette phase modifie peu la déformée de la peau de l'éprouvette d'après les jauges. En revanche, la flexion du voile est réduite et devient nulle juste avant le maximum. La tomographie réalisée après cette charge met en évidence l'endommagement du nida de façon relativement symétrique de part et d'autre du voile. Aucun autre dommage n'est observable dans l'éprouvette.

#### **4 – 8 mm : déchirement du nida**

Le module de la boucle suivante est cette fois nettement plus faible, signe que le cisaillement du nida observé, influence fortement le comportement de l'éprouvette. La réouverture des déchirements intervient à une charge inférieure que la boucle précédente comme le montre les photos 2 et 3 de la Figure IV-45. La réouverture s'accompagne de la reprise des événements acoustiques de haute amplitude. Ces phénomènes sont les mêmes pour toutes les boucles, la réouverture intervient de plus en plus tôt et le module chute à chaque boucle. Le palier de charge en sommet de chaque

boucle numéroté 3 correspond à la propagation des dommages dans le nida de la peau, des extrémités vers le voile. Cet endommagement progresse de façon très dissymétrique dans la peau. La déformation mesurée par les jauges 'pa' et 'pn' diffère d'un coefficient 2. Pendant toute cette période correspondant à la progression de l'endommagement, les déformations mesurées par la jauge 'pe' sont quasiment constantes. En effet, le déchirement des cellules du nida lui fait perdre sa rigidité en compression. La semelle extérieure est alors moins maintenue, sa flexion est réduite. L'augmentation du déplacement traverse, donc de la flexion de la semelle intérieure, est alors moins répercutée sur la semelle extérieure ce qui permet de maintenir relativement constante sa déformation. La dissymétrie du comportement observée avec les jauges de la peau est également visible sur les jauges du voile. L'endommagement provoque une flexion inversée du voile par rapport au début de l'essai, puis une fois un seuil atteint vers 700 N, l'éprouvette est moins maintenue et se décale sur le côté ce qui provoque la deuxième inversion de comportement des jauges. La tomographie effectuée sur l'éprouvette Tr2 en fin d'essai montre le même type d'endommagement que la tomographie précédente, c'est-à-dire le cisaillement des parois de cellule du nida de la peau. Ce dommage a progressé et le nombre de cellules touchées est beaucoup plus grand. Aucun autre endommagement n'est visible sur l'éprouvette. Les semi-structures émettent énormément pendant la décharge et la charge qui suivent. Ces émissions sont à haute amplitude ce qui indique que les éprouvettes sont très endommagées.

### **8,2 mm : rupture de la semelle**

La rupture de l'éprouvette intervient soudainement dans la semelle extérieure de la peau comme le montre la photo 4. La rupture marque la fin des émissions acoustiques de très haute amplitude, elles se poursuivent à un niveau d'énergie inférieur. Le déchirement des cellules du nida induit la perte de rigidité et de résistance en compression. La flexion de la peau provoque le chargement en compression du nida entre les deux semelles. Lorsque la flexion atteint la valeur limite du nida endommagé, celui-ci n'est plus capable de maintenir la semelle extérieure qui rompt en flexion-compression. Cette rupture provoque la baisse de la déformation de cette semelle. Les déformations de la semelle intérieure sont peu affectées par la rupture puisqu'elle ne modifie pas la déformée de cette semelle. La rupture induit également une forte flexion du voile par la dissymétrie de la peau. La tomographie après la rupture des éprouvettes Tr1 et Tr3 montre un endommagement très dissymétrique du nida visible sur la Figure IV-49. Les parois de cellule sur le bas de l'image de gauche sont beaucoup plus déformées et déchirées qu'en haut. L'image de droite présente la fissure transverse de la semelle extérieure qui traverse l'éprouvette dans sa largeur et toute l'épaisseur du renfort. Cette fissure se situe à l'endroit de l'endommagement maximal du nida. La Figure IV-50 montre une fissuration multiple des plis unidirectionnels à proximité des bords libres de l'éprouvette sur une zone assez étendue.

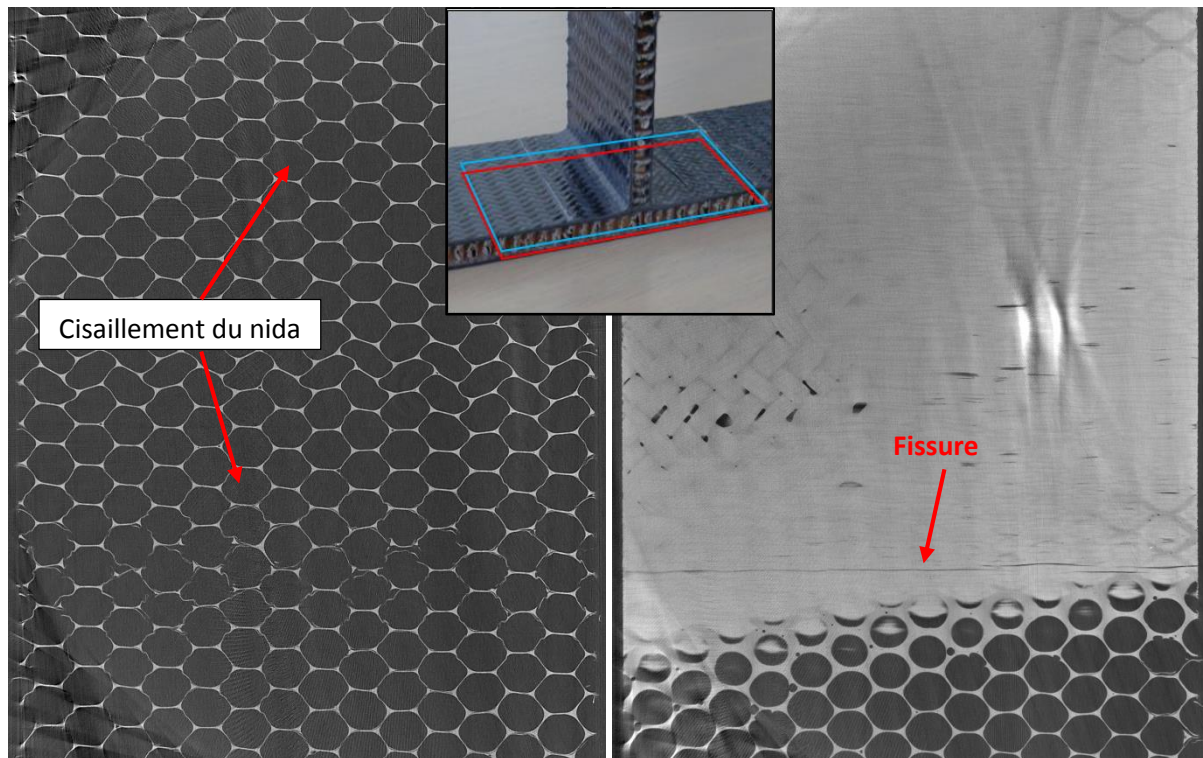


Figure IV-49 : Images de tomographie de l'éprouvette Tr3 après rupture, à gauche au niveau du plan bleu du schéma, à droite au niveau du plan rouge

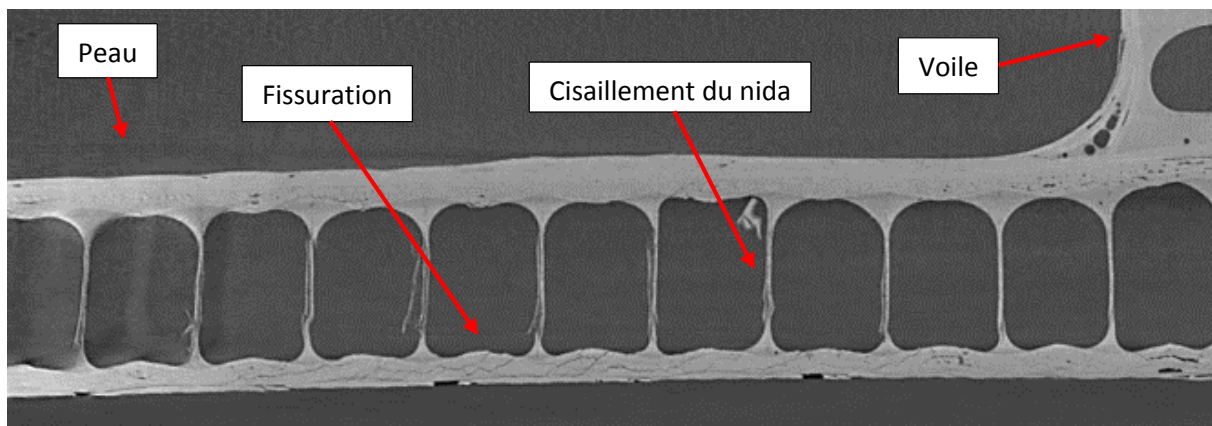


Figure IV-50 : Image de tomographie de l'éprouvette Tr1 après rupture à proximité d'un bord libre montrant la fissuration multiple dans les plis ud

L'analyse de cet essai a mis en évidence deux défauts qui ont certainement influés sur le comportement des éprouvettes. Tout d'abord, les outillages qui maintiennent la peau sont trop larges. Cela provoque un frottement élevé et un blocage qui empêche les éprouvettes de glisser. Or ce glissement limiterait la traction/compression dans les semelles de la peau. De plus, malgré la liaison pivot entre ces outillages et le bâti, la rotation des outillages est restée très faible durant les essais provoquant une double courbure de la peau de chaque côté du voile. Ce constat s'explique par la position de l'axe de la liaison pivot très bas par rapport à l'éprouvette. Cette position associée à la difficulté de glissement de l'éprouvette dans les outillages induisent un blocage de la rotation. Un axe d'amélioration de l'essai de traction est de réaliser des outillages composés d'appuis semi-cylindriques avec la liaison pivot au niveau de la peau, voire fixes. En dépit de ces axes d'amélioration, le comportement et l'endommagement des trois éprouvettes sont très similaires. La modification de la portée ne change pas le comportement des éprouvettes, uniquement la rigidité.

Les dommages interviennent à distance de la liaison dans les trois essais de traction. La réduction de la portée n'a donc pas permis de modifier le mode d'endommagement des éprouvettes et d'obtenir une rupture de la liaison voile-peau. Néanmoins, les essais de traction ont permis d'identifier la cinétique d'endommagement de l'éprouvette et d'acquérir des connaissances sur son comportement selon ce mode de sollicitation. La cinétique est schématisée sur le synoptique de la Figure IV-51.

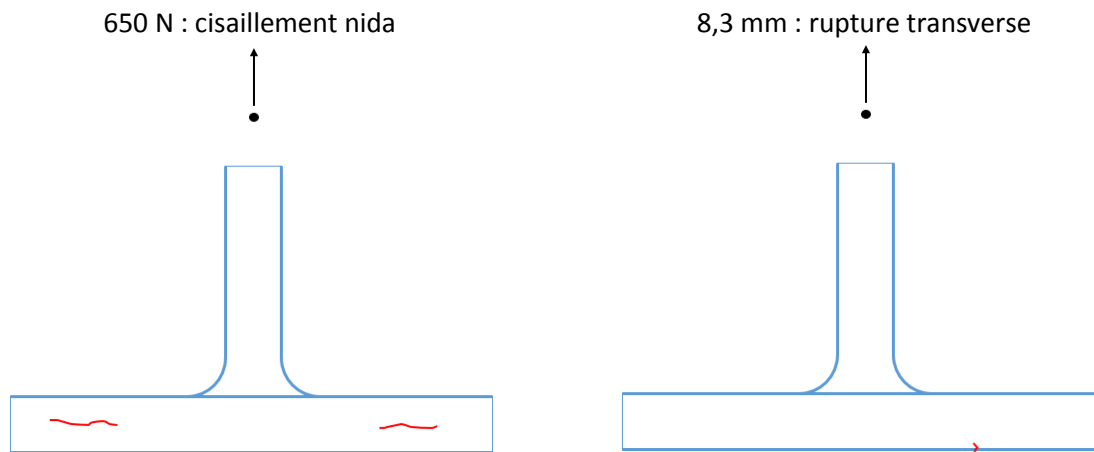


Figure IV-51 : Synoptique de la cinétique d'endommagement des semi-structures sollicitées en traction

## IV.5.5 Essais de flexion 4 points

### IV.5.5.1 Adaptation des paramètres et de la métrologie

Les essais de flexion 4 points se sont également déroulés selon la méthodologie décrite précédemment. Ils sont réalisés sur avec une machine de traction-torsion Dartec 1200 kN avec des outillages spécifiques (Figure IV-52). Seulement deux éprouvettes sont sollicitées dans cette configuration. La première de façon monotone jusqu'à rupture, la seconde en charges répétées progressives (CRP) jusqu'à rupture également. Une vitesse de déplacement de la traverse de 5 mm/min est imposée en charge et en décharge. La métrologie complète est installée sur les éprouvettes. Elle comprend des capteurs d'émission acoustique, des jauges de déformation et 4 caméras. Huit capteurs d'émission acoustique sont fixés, deux capteurs sur chaque peau {1,2,3,4} et deux capteurs de chaque côté du voile {5,6,7,8}. La disposition de ces capteurs est visible sur la Figure IV-53. Les capteurs {5,6} et {7,8} sont en vis-à-vis de chaque côté du voile. Deux caméras filment chaque flanc de l'éprouvette depuis les extrémités afin d'obtenir une vue d'ensemble de la cinématique. Une autre caméra filme la partie centrale de l'éprouvette avec le plan le plus large possible permis par les colonnes de la machine d'essai. La caméra haute résolution est employée pour filmer la partie centrale de l'éprouvette et les appuis. Cette caméra est utilisée pour suivre le déplacement des 22 marqueurs collés sur les peaux dans la partie centrale et les quatre marqueurs disposés sur chaque peau au niveau des appuis centraux. L'emploi de ces marqueurs permet de capturer la déformée des éprouvettes dans la zone entre appuis et notamment l'écrasement.



Figure IV-52 : Photo du montage d'essai de flexion 4 points avec l'éprouvette et la métrologie en place

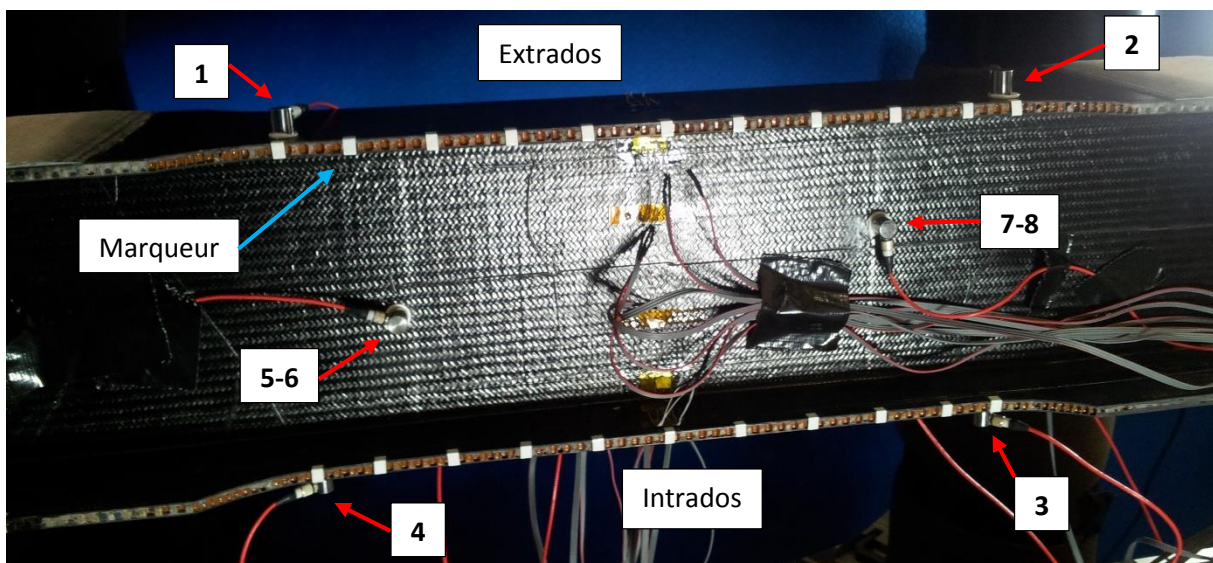


Figure IV-53 : Photo de la disposition des capteurs d'émission acoustique et des marqueurs sur l'éprouvette monotone

#### IV.5.5.2 Résultats

La méthode d'analyse de l'essai de flexion 4 points est identique aux autres essais (cf IV.4.3). L'ensemble des courbes représentant la force en fonction du déplacement traverse est tracé dans la Figure IV-54. L'éprouvette nommée IPN1 a été sollicitée de façon monotone et l'éprouvette IPN2 en CRP. Le déplacement de la traverse est augmenté de 5 mm à chaque cycle de la charge CRP jusqu'à rupture. Les courbes sont lissées à l'aide d'une moyenne mobile de 7. En effet, le signal de force du capteur de la machine d'essai n'est pas filtré, un bruit d'une amplitude de 500 N est présent pendant tout l'essai. La moyenne mobile crée un pied de courbe avec une augmentation très rapide de la

force, ce comportement est dû uniquement au traitement des données. La Figure IV-55 regroupe les courbes des jauges tracées lors de l'essai monotone à rupture de l'éprouvette IPN1. Les données des jauges ont subi le même lissage. Ces courbes sont tracées sur trois graphiques différents étant donné leur nombre. Le premier graphique contient les courbes représentatives des jauges longitudinales du côté de la peau supérieure, nommée extradados (Figure IV-53). Le deuxième graphique regroupe les courbes des jauges longitudinales de la peau inférieure appelée intrados et le dernier graphique celles des jauges transverses. A cause d'un problème de communication avec l'un des conditionneurs, la totalité des jauges n'a pas pu être conservée. Quatre jauges n'ont pas été enregistrées : les jauges transverses sur les semelles intrados et extradados (PEt et PI<sub>t</sub>) et les jauges du voiles VES<sub>Ct</sub> et VIS<sub>Pt</sub>.

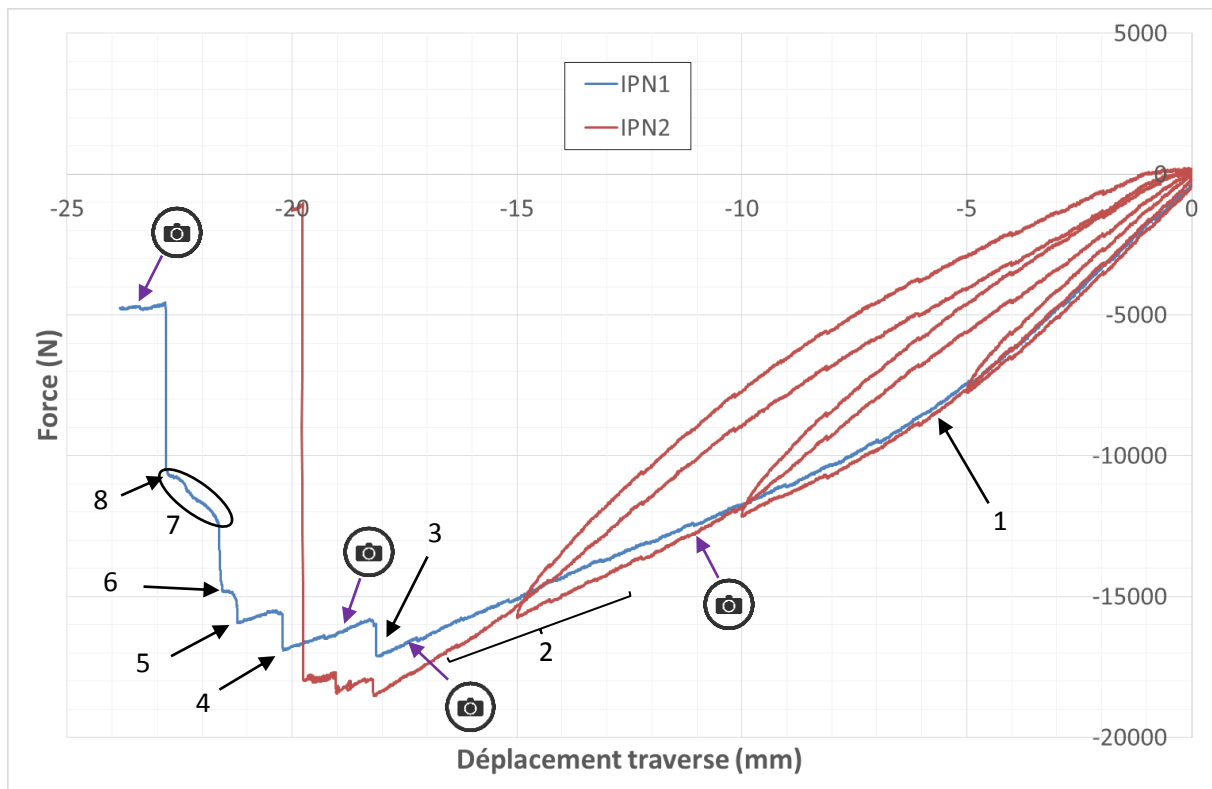


Figure IV-54 : Courbe force-déplacement traverse des essais de flexion 4 points sur éprouvette en I

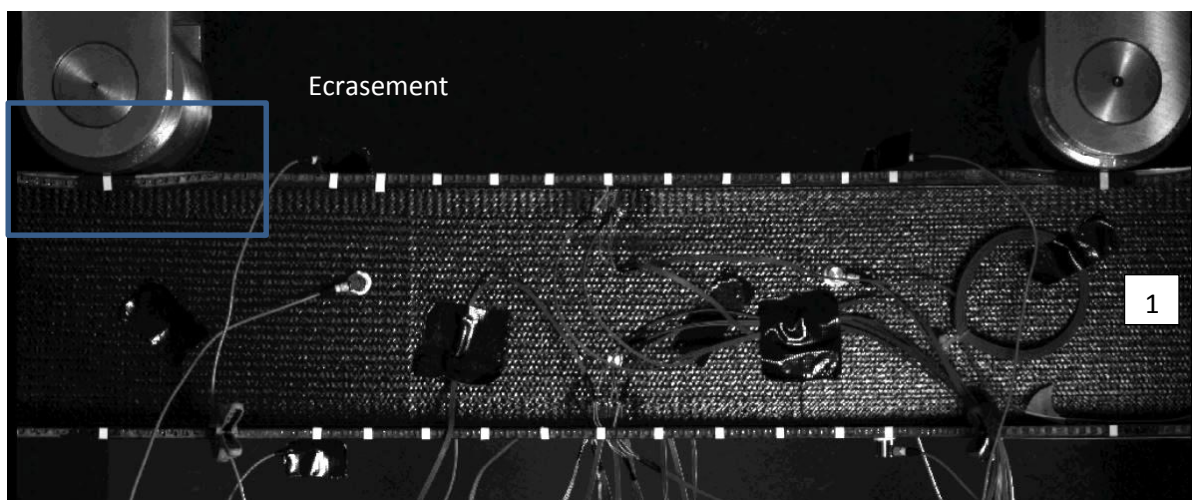
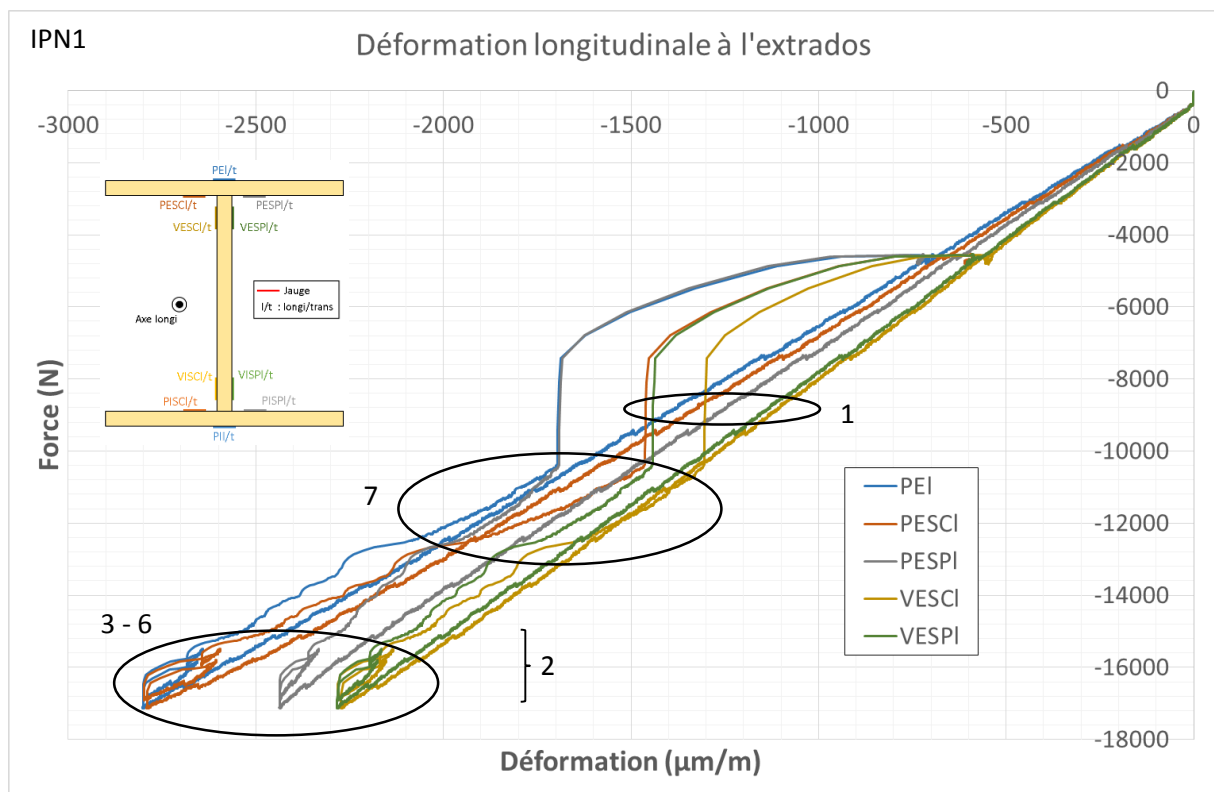




Figure IV-55 : Photos de l'écrasement sous les appuis (1), du déversement (2,3), de plissement des semelles (4) et de la rupture des éprouvettes (5,6)



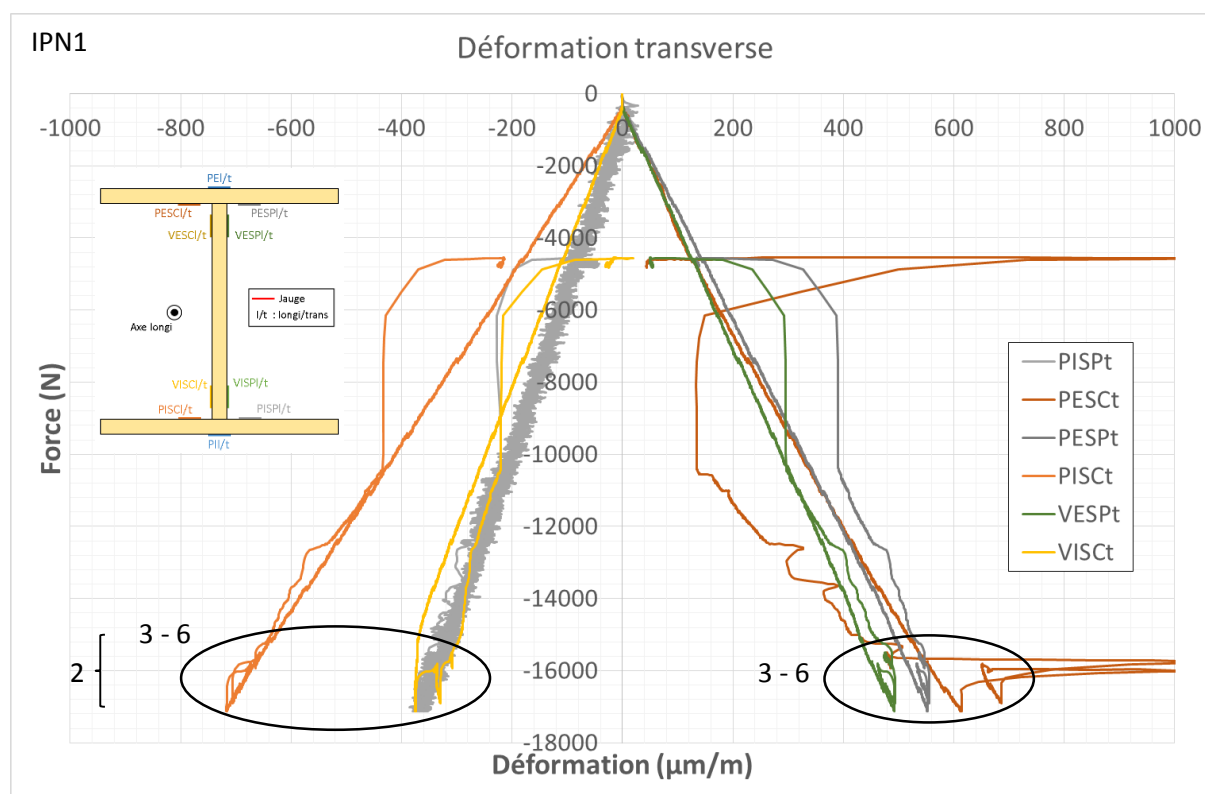
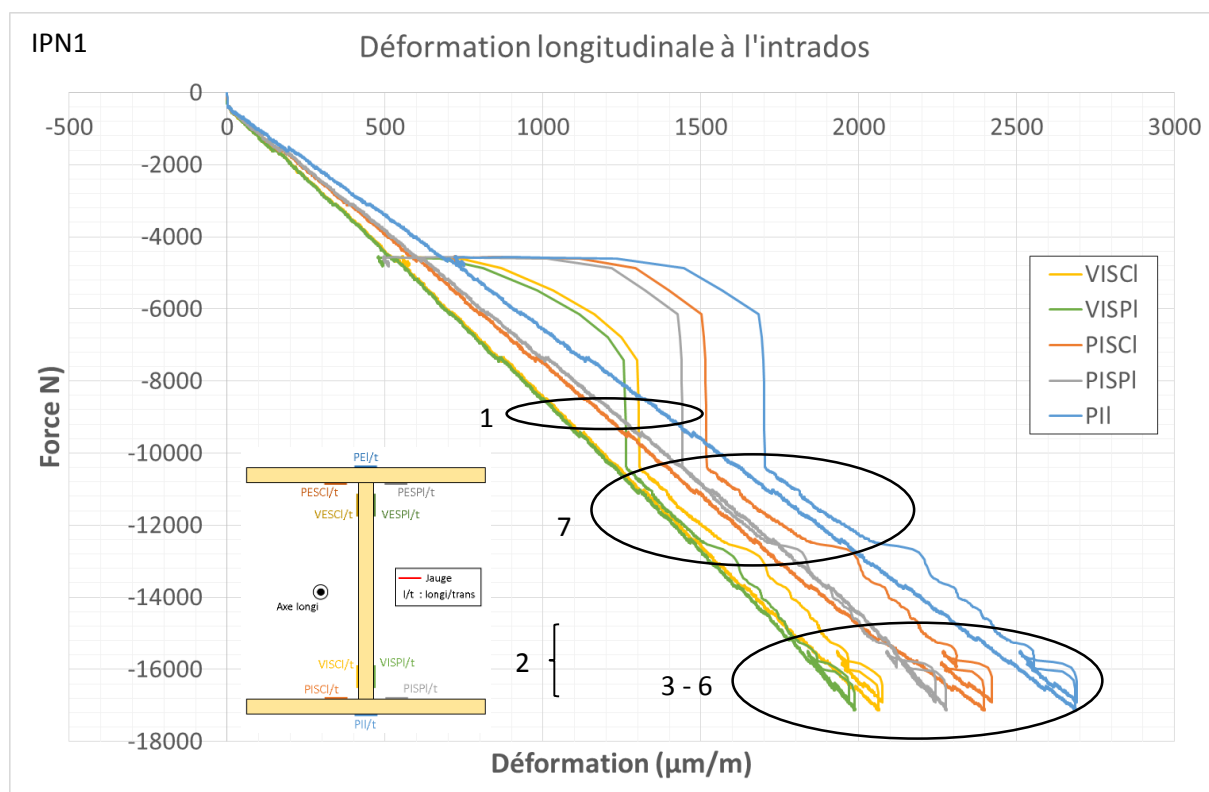


Figure IV-56 : Courbes force-déformation de l'ensemble des jauges de l'éprouvette monotone, en haut le groupe extrados, au milieu le groupe intrados, en bas les mesures transverses

Les courbes force-déplacement traverse de la Figure IV-54 montrent une nouvelle fois la bonne répétabilité du comportement des éprouvettes. Les courbes possèdent en effet une allure similaire jusqu'à la première rupture constatée. Le comportement est tout d'abord linéaire jusqu'à environ 6 000 N avant une nette inflexion de la pente marquée par le numéro 1. Après cette inflexion, les

courbes possèdent une nouvelle portion linéaire jusqu'à la première rupture. D'abord identique jusqu'au point d'inflexion, la rigidité des deux éprouvettes diffère légèrement lors de la seconde partie linéaire.

Les courbes représentatives des déformations mesurées par les jauges longitudinales sont conformes à l'allure attendue ; c'est-à-dire que plus la jauge est éloignée de la ligne moyenne de l'éprouvette et plus elle mesure des déformations élevées. Les jauges qui fonctionnent par paire donnent des valeurs très proches exceptées les jauges de la semelle intérieure de la peau extradados. Cet écart peut s'expliquer par une légère flexion de cette peau ou par un défaut de collage d'au moins une des jauges. Les jauges sont symétriques entre l'intrados et l'extrados sauf pour les jauges du voile qui mesurent des déformations 10 % supérieures à l'extrados par rapport à l'intrados. Cet écart est visible uniquement pour l'éprouvette IPN1, les jauges étant symétriques sur l'éprouvette IPN2. Les courbes des jauges sont globalement linéaires jusqu'à l'apparition du déversement, flexion du voile par rapport à la longueur de la poutre visible en comparant les photos 2 et 3 de la Figure IV-55. La jauge transverse PISPt est très bruitée lors des deux essais. Ce bruit provient très probablement d'un faux contact dans la prise ou dans le câblage de cette jauge. La pente faible comparativement à la jauge collée symétriquement par rapport au voile peut être due à ce défaut et non au comportement de l'éprouvette.

La technique d'export des données d'émission acoustique synchronise l'ensemble des valeurs en fonction de chaque évènement. La courbe de la force en fonction du temps de la Figure IV-57 est alors très bruitée dans les zones actives et lisse lorsqu'il y a très peu d'activité. Le bruit provient de l'absence de filtrage du signal du capteur de force.

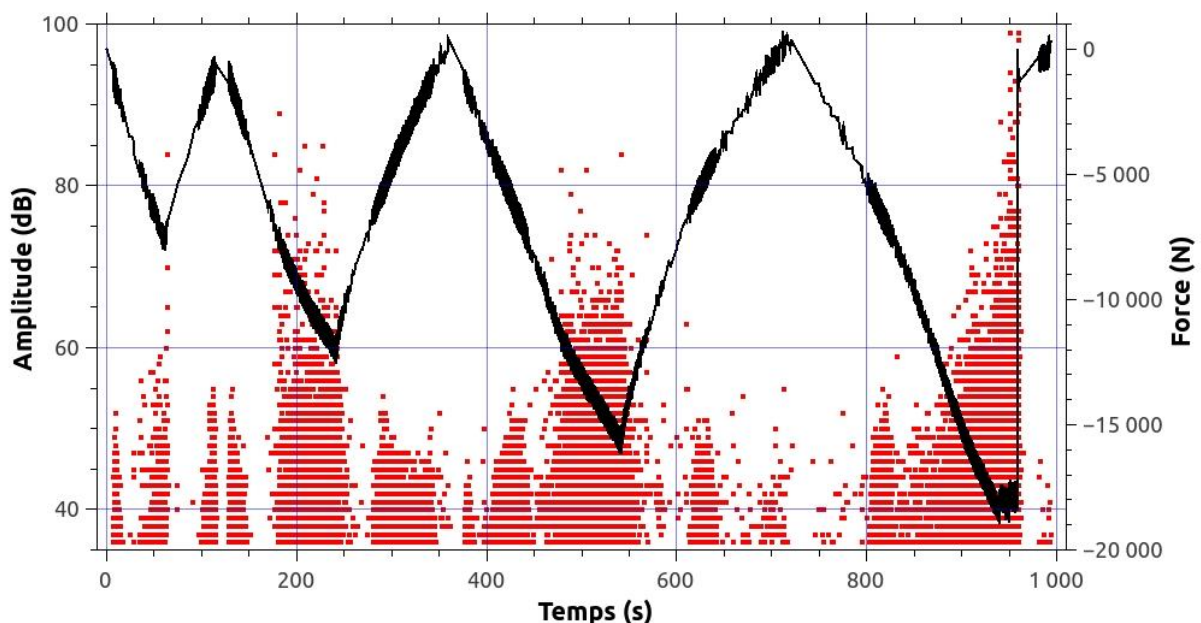


Figure IV-57 : Evènements acoustiques de tous les capteurs en fonction du temps synchronisés avec la force lors de l'essai CRP de l'éprouvette IPN2

Le suivi de marqueurs présente plusieurs limitations sur ces éprouvettes qui réduisent la précision des mesures. Tout d'abord, les dimensions de la zone de mesure sont grandes ; l'éclairage n'est pas suffisant pour assurer une luminosité constante sur l'ensemble des marqueurs. Le traitement d'image utilisé pour détecter les marqueurs à partir du contraste perd alors en précision. De plus, les

marqueurs sont collés directement sur les peaux. Le fond est alors constitué principalement de nida, celui-ci réfléchit la lumière irrégulièrement et n'est pas de couleur uniforme. Ces paramètres réduisent également la précision de la détection des marqueurs par seuillage. Or la précision des déplacements mesurés par cette technique dépend directement de la détection des marqueurs. Toutefois, le suivi des marqueurs permet d'observer la déformée de la poutre au moins qualitativement.

Les courbes de la Figure IV-58 représentent le déplacement vertical de chaque marqueur au niveau de la première rupture de l'éprouvette IPN1. Le déplacement des deux peaux est proche, l'écart entre les peaux est de l'ordre de la précision de la mesure. En revanche, la cinématique diffère notamment du point de vue du rayon de courbure. Le rayon de la peau extrados est plus faible que celui de l'intrados. La flexion de l'éprouvette induit des efforts de traction ou de compression aux peaux, cela provoque une flexion autour d'un axe colinéaire à l'envergure. La section prend alors une forme bombée schématisée à gauche de la Figure IV-59. Ce phénomène est amplifié à l'extrados par la flexion locale au niveau des appuis. Cette flexion induit un fort déplacement vers le bas au niveau de l'appui et un soulèvement de la peau à l'extrémité des plaques de pression. Cette déformée est schématisée sur la Figure IV-59, elle est également visible sur la photo 1 de la Figure IV-55.

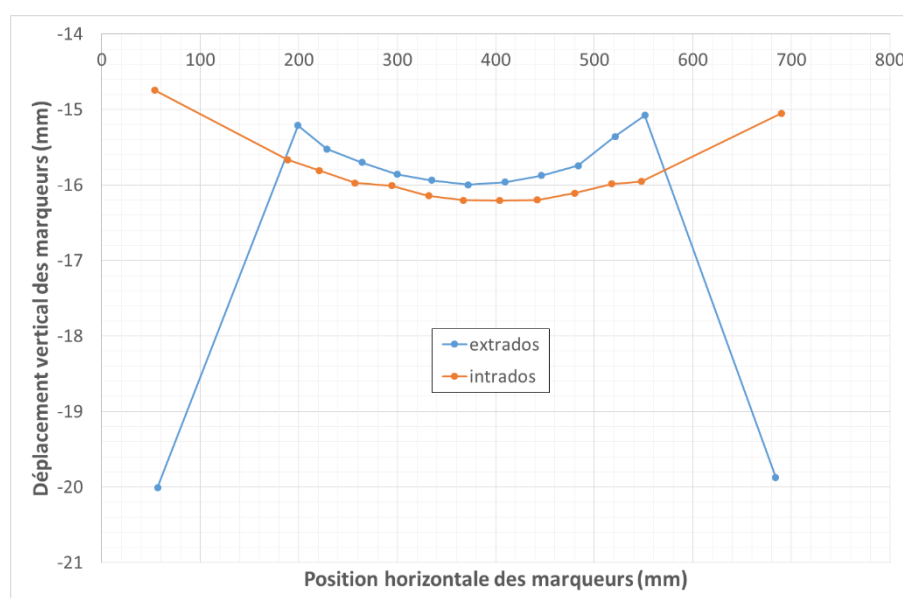


Figure IV-58 : Déplacement vertical des marqueurs des peaux intrados et extrados mesuré avant la première rupture sur l'éprouvette IPN1

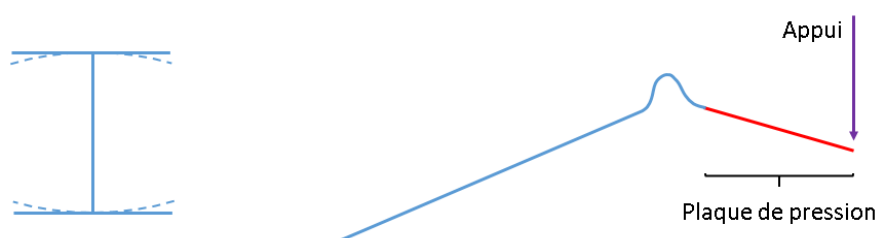


Figure IV-59 : Schémas de la flexion des peaux de l'éprouvette par rapport au voile et de la déformée au niveau des appuis

Les étapes suivantes décrivent la cinématique des essais et la cinétique de l'endommagement :

**0 – 5 mm : comportement élastique**

La première décharge effectuée sur l'éprouvette IPN2 au début de l'inflexion ne montre pas de déformation plastique sensible ou de modification du comportement lors de la charge suivante. La chaîne d'émission acoustique ne capte qu'une activité très faible jusqu'au sommet de la boucle où un évènement de haute amplitude est capté.

**5 mm : changement de déformée**

Le point d'inflexion indiqué par le numéro 1 correspond à un changement de mode de déformée de l'éprouvette. En dessous de cette charge, la flexion de l'éprouvette est le mode prépondérant, à partir du point 1 l'effort sous les appuis conduit à une compression de la liaison voile-peau et à une flexion locale de la peau. Ces phénomènes sont visibles sur les photos 1 et 4 de la Figure IV-55.

**5 – 15 mm : premier endommagement**

La deuxième boucle montre un effet Kaiser des émissions acoustiques, l'éprouvette n'a donc pas subi d'endommagement sensible auparavant. Dès l'atteinte de la charge précédente, les émissions supérieures à 80 dB reprennent indiquant des ruptures. La décharge de cette boucle, après la zone d'inflexion, possède un léger palier à 0 N en fin de décharge. La machine d'essai est pilotée avec des cibles en déplacement traverse, ce palier indique donc que l'éprouvette possède des déformations résiduelles. Les courbes de jauges ne possèdent pas de déformations résiduelles à ce niveau. Ces valeurs résiduelles sont dues à des dommages à une distance suffisante pour ne pas influencer les jauges, probablement à proximité des appuis. La troisième boucle possède un effet Felicity avec des émissions pendant toute la montée et la reprise des évènements de plus haute énergie légèrement en dessous de la charge précédente. Les émissions se poursuivent au début de la décharge, l'éprouvette est donc plus endommagée. La décharge de cette boucle présente un palier de charge à 0 N beaucoup plus grand que le précédent ce qui indique une forte déformation plastique de l'éprouvette. A nouveau, les courbes des jauges ne montrent pas de déformations résiduelles sensibles. L'endommagement de la poutre est donc à nouveau à une distance suffisante des jauges pour ne pas être capté par celles-ci. Il est très probable que les dommages continuent à se concentrer à proximité des appuis.

**15 – 18 mm : rotation du flanc**

La zone numérotée 2 correspond à la rotation de la poutre autour de son axe longitudinal. Cette rotation apparaît par comparaison entre les photos 2 et 3 de la Figure IV-55. Cette rotation provoque peu de variations de la rigidité globale de l'éprouvette. En revanche, elle entraîne également une flexion des peaux intrados et extrados indiquée par des inflexions de l'ensemble des courbes de jauges exceptées les jauges centrées PEI et PII. L'augmentation des déformations est en accord avec la flexion, les jauges à l'extrados du côté masqué sur les photos sont plus déformées et inversement sur la face visible. L'émission acoustique montre une reprise des évènements de basse puis de moyenne énergie avant 15 mm puis de moyenne énergie entre 15 et 18 mm. Un effet Felicity est donc constaté lors de cette boucle en accord avec la déformation résiduelle observée.

**18 mm : rupture semelle peau extrados**

Le point 3 indique la première rupture de l'éprouvette IPN1, celle-ci se situe à l'extérieur des appuis centraux, du côté droit de la Figure IV-53, au niveau de la plaque de répartition de pression. Cette rupture correspond à l'apparition d'un plissement dans la semelle intérieure de la peau extrados visible sur la photo 4 de la Figure IV-55. Ce pli est dû au mode de flexion et de compression que subit

cette semelle lors de la flexion globale de l'éprouvette et de la flexion locale de la peau au niveau de l'appui. Cette rupture induit des déformations résiduelles dans toutes les jauges et une forte perturbation de la jauge sur cette semelle. La présence du nida permet à cette semelle de continuer à supporter des efforts. L'éprouvette change peu de comportement après cette rupture.

#### **20,3 mm, numéro 4 : idem sous le 2<sup>ème</sup> appui**

Le chargement reprend avec une pente équivalente jusqu'au point 4 qui correspond à une rupture de la même semelle au niveau de l'autre appui central, appui de gauche. Les images des caméras ne permettent pas d'identifier le phénomène mais le comportement des jauges est similaire au cas précédent.

#### **21,3 – 23 mm : rupture progressive**

Le chargement continue à nouveau avec une pente très proche de celle avant la rupture indiquée par le point 5. Une nouvelle rupture de la peau extrados intervient mais n'est pas observable sur les vidéos. Cette rupture provoque une perte de rigidité de l'éprouvette qui montre une perte de charge avec l'augmentation du déplacement traverse. Cette rupture est rapidement suivie par la casse en cisaillement du voile sous l'appui de gauche indiquée par le numéro 6. A partir de ce point, un endommagement par cisaillement apparaît et croît sous le deuxième appui centrale (zone numéroté 7) avant la rupture du voile (numéro 8) lors de laquelle l'éprouvette perd une grande partie de sa rigidité. Après cette rupture, les jauges longitudinales présentent très peu de déformation résiduelle et sont proches de la courbe de charge. Les jauges transverses possèdent des déformations plus grandes. Le cisaillement dans le voile provoque la rupture des plis qui le composent, l'apparition de plissements dans le voile et la peau, l'arrachement de la semelle extérieure de l'extrados et la rupture en compression des semelles de l'extrados. L'ensemble de ces faciès de rupture est visible sur les photos 5 et 6. L'éprouvette émet des événements acoustiques de haute amplitude pendant toute la période de chargement au-delà de 18 mm en accord avec les ruptures constatées.

Cet essai de flexion 4 points est au final très sévère et le chargement n'est pas représentatif à cause de la localisation. L'utilisation d'un unique voile sur toute la longueur de l'éprouvette rend possible une flexion parasite autour de l'axe longitudinal. La résistance en compression du voile au niveau des appuis est aussi trop faiblement supérieure à la résistance en flexion de la zone centrale malgré l'emploi de plusieurs renforts. La réalisation d'un essai de flexion avec une charge répartie éviterait le poinçonnement et reproduirait le mode de sollicitation existant au sein de la voilure. Une plus forte variation de largeur de l'éprouvette associée à un voile disposé perpendiculairement à celui existant sous les appuis permettraient de focaliser la rupture dans la zone centrale. Néanmoins, les essais de flexion 4 points mettent en évidence la répétabilité du comportement et de l'endommagement des éprouvettes. Le scénario de rupture final est très similaire entre IPN1 et IPN2. La rupture intervient à une charge suffisamment élevée pour que l'hypothèse de l'influence de la flexion globale sur le comportement de la liaison puisse être vérifiée.

### **IV.5.6 Conclusion des essais de semi-structure**

Les essais sur les semi-structures ont tous démontré une bonne répétabilité du comportement des éprouvettes malgré les défauts initiaux observés grâce aux tomographies. La métrologie définie pour

ces essais a permis de caractériser la cinétique d'endommagement sur l'ensemble des éprouvettes, pour chaque mode de sollicitation. La cinétique de l'endommagement est également la même dans les éprouvettes d'un essai donné. Les premiers stades de l'endommagement sont principalement localisés dans le nida qui compose chaque partie des semi-structures. Les ruptures dans les composites sont plus dispersées entre les éprouvettes sollicitées dans un même mode notamment pour la rupture finale.

La répétabilité de la méthode de fabrication de ces structures est donc satisfaisante pour son utilisation sur des pièces à l'échelle d'une aile. Toutefois, il conviendra de vérifier que la qualité est maintenue lors du passage entre ces deux échelles.

Le Tableau IV-3 est repris du Tableau IV-2 afin de comparer les résultats des essais avec les modes de sollicitation identifiés dans l'aile caisson. Pour cela, les trois modes principaux (traction, flexion, torsion) sont donnés par l'amplitude de déplacement ou de déformation mesurée. Dans le tableau, la colonne voilure caisson correspond au modèle de dimensionnement de l'aile, la colonne suivante indique les valeurs calculées avec les modèles de pré-dimensionnement des éprouvettes technologiques et la dernière colonne les valeurs mesurées suite aux essais. Les valeurs numériques sont données pour l'atteinte du premier critère de rupture lors du calcul. Les valeurs aux essais correspondent à l'apparition du premier endommagement observé. Ce tableau montre que les semi-structures autorisent des rotations bien supérieures à ce qu'il est nécessaire en torsion et en flexion. En revanche, la résistance est toujours trop faible en traction par rapport à ce qui est observé dans le modèle de la voilure caisson.

|                 | Modèle                    | Voilure<br>caisson   | Semi-structure<br>numérique | Essais semi-structure<br>en T |
|-----------------|---------------------------|----------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| <b>Traction</b> | déformation maxi          | 4,199e <sup>-4</sup> | 1,197e <sup>-4</sup>        | 1,315e <sup>-4</sup>          |
| <b>Flexion</b>  | angle de flexion maxi (°) | 1,0922               | 1,19                        | 4                             |
| <b>Torsion</b>  | angle de torsion maxi (°) | 0,0374               | 1,6                         | 9                             |

**Tableau IV-3 : Tableau de comparaison des modes de sollicitation au sein de la voilure caisson, dans les calculs de pré-dimensionnement des éprouvettes technologiques et aux essais de semi-structures**

L'écart entre les déformations à rupture en traction a conduit à la création d'une éprouvette de flexion 4 points afin de vérifier que les efforts de traction proviennent de la flexion globale de l'aile. Malgré un rapport un peu trop défavorable entre la rigidité de flexion et la rigidité de poinçonnement qui implique la rupture au niveau des appuis, cet essai permet toutefois de valider la résistance de la liaison à des niveaux très supérieurs à ceux des éprouvettes technologiques. En effet, les jauges du voile de l'éprouvette IPN2, la plus rigide, mesurent au maximum une déformation de 6e<sup>-4</sup> soit une déformation supérieure à celle attendue dans la voilure. Cette observation valide également l'hypothèse de l'influence de la flexion globale sur le comportement de la liaison. La flexion sollicite en traction/compression les plis tissés du voile, qui, par cisaillement chargent les plis ud. La résistance et l'endommagement en traction de la liaison seront validés par l'intégration du modèle de comportement dans le modèle de voilure.

## IV.6 Modélisation de la liaison voile-peau et corrélation

Dans cette partie deux modélisations distinctes sont élaborées pour répondre à une démarche dont l'objet ici est d'en montrer la faisabilité :

La première modélisation numérique est descriptive et elle est construite à l'échelle mésoscopique, elle représente la liaison voile-peau de manière explicite du point de vue géométrique. Son premier intérêt est d'améliorer notre compréhension des mécanismes observés sur les expériences et d'apporter une indication approximative sur les flux de charge. Comme les essais ont été réalisés sur peu d'échantillon et n'ayant pas mené une campagne d'identification complète des différents éléments, la schématisation à cette échelle mésoscopique ne peut qu'apporter des indications qualitatives. Cependant si nous montrons qu'un tel modèle est capable de capter le scénario d'initiation d'endommagement observé sur les essais, alors cela ouvre à terme le protocole à suivre pour l'élaboration d'un modèle prédictif permettant d'appréhender le comportement d'une liaison avec une architecture différente. Dans ce cas, le modèle virtuel mésoscopique pourrait alors servir de base pour construire un modèle simplifié macroscopique de la liaison qui reproduit l'évolution de la raideur des liaisons sur une aile caisson complète sans nuire aux temps de calcul. Le modèle macroscopique de la liaison voile-peau, qui à terme devra découler du modèle mésoscopique, est élaboré ici en s'appuyant directement sur les essais des liaisons en T. Il est intégré dans le modèle global de voilure pour rendre plus prédictif la tenue de la structure complète.

De manière générique, la construction d'un modèle numérique prédictif nécessite donc plusieurs choix qui dépendent de la complexité du comportement mécanique observé lors des essais et de la qualité du modèle de voilure souhaitée. Ces choix sont guidés par le degré de prédiction attendu du modèle de structure. Ils mènent à un compromis entre la représentation des phénomènes physiques et le coût de calcul envisagé. Dans cette partie les hypothèses et les choix du modèle mésoscopique et macroscopique sont présentés et discutés.

## **IV.6.1 Etat de l'art des modèles de liaison**

### **IV.6.1.1 Choix du type de modèle**

L'un des principaux travaux à effectuer dans l'étape de conception et dimensionnement est celui du type de modélisation. Le type de représentation le plus adapté à une structure de cette dimension dans un cadre industriel est le modèle en coque. Toutefois, la construction d'un modèle en coque ne permet pas de représenter le comportement d'une pièce en forme de T. En effet, la présence de la jambe du T crée une perturbation pour la coque du plat qui provoque une déformation non continue de celui-ci. Le plat forme un angle vif au niveau de la jambe ce qui n'est pas réaliste. De plus, une pièce en forme de T est soumise à des contraintes hors-plan qui ne peuvent être prises en compte par un modèle en coques. La zone de liaison entre les deux parties du T est également complexe dans la structure étudiée. La microstructure de celle-ci est très différente du reste de la liaison avec des plis orientés dans les trois directions de l'espace. La rigidification en flexion par ces plis à proximité de la liaison est très difficile à capter avec un modèle en coque.

La liaison voile-peau possède des plis orientés dans toutes les directions de l'espace avec des changements d'orientation. De plus, des efforts hors-plan sont introduits par le chargement dans les différentes parties de l'assemblage. Un modèle tridimensionnel est le mieux adapté pour représenter fidèlement le comportement de la liaison en T. En revanche, pour qu'un modèle de ce type possède les caractéristiques recherchées, celui-ci doit représenter chacun des plis. Cela impose de créer un maillage très fin afin que le facteur de forme des mailles soit satisfaisant. Ces modèles sont très utilisés dans la littérature puisqu'ils offrent la meilleure représentativité [REA99] [HEL13], mais ils

présentent néanmoins le désavantage du temps de calcul. L'utilisation d'un tel modèle est envisageable sur une éprouvette simple mais la construction d'un modèle tridimensionnel complet ne l'est pas pour la voilure.

La lourdeur des modèles tridimensionnels peut être considérablement réduite par l'utilisation d'un calcul plan. Suivant l'épaisseur de la pièce, la définition du modèle en déformation ou en contrainte plane est possible. Ces modèles prennent l'hypothèse que la déformation ou la contrainte est constante dans l'épaisseur de la pièce, ils peuvent alors être réduits à un plan. Cette hypothèse est généralement une approximation puisqu'il existe des variations au niveau des bords libres. Toutefois, elle permet des calculs d'une bonne précision bien qu'inférieures à celle des modèles tridimensionnels du fait de la non prise en compte de l'évolution des contraintes au niveau des bords libres comme le montre Hélénon et al. [HEL12] dans leurs travaux. Le principal avantage de cette méthode est la réduction drastique du coût de calcul. Ce compromis est très intéressant et de nombreux auteurs l'utilisent pour leur application. Ce type de modélisation permet de déterminer les contraintes qui interviennent en dehors du plan mais pas les cisaillements qui font intervenir cette direction. Partant de ce constat, Phillips et Shenoï [PHI98] ont construit un modèle 3D en contrainte plane. Ce modèle est composé d'un unique élément 3D dans l'épaisseur pour se rapprocher au maximum du temps de calcul des coques en contrainte plane tout en offrant une meilleure description du champ de contrainte. Cette couche d'éléments se voit également imposé des déformations dans le plan. Toutefois le temps de calcul ne peut pas être le seul paramètre moteur, la modélisation doit rendre compte des phénomènes physiques.

#### **IV.6.1.2 Prise en compte de l'endommagement et de la rupture**

Un autre paramètre important dans les choix des outils de modélisation de liaison voile-peau est le type de rupture attendue et les phénomènes qui pilotent cette rupture. En fonction de la microstructure de la pièce, le mode et les mécanismes peuvent être différents et leurs prises en compte se feront au travers des schématisations proposées par le modèle. Le premier type de rupture observé dans la littérature est la rupture du remplissage qui réalise le lien entre le voile et la peau. Ce type de rupture intervient principalement dans les pièces du nautisme dans lesquelles le lien est créé par un cordon de résine. Si les interfaces possèdent de bonnes propriétés et que le cordon n'est pas suffisamment dimensionné, celui-ci casse en traction [BAU02]. En revanche, lorsque le cordon est bien dimensionné, la rupture est adhésive au niveau des interfaces entre le cordon et les parties de la pièce. L'autre type de rupture observé est le délaminage d'une partie de la liaison. Ces délaminages interviennent dans des zones variées sur les pièces. Ils sont observés dans les plis qui font le lien entre la peau et le voile au niveau du congé de raccordement dans lequel des contraintes hors plan existent [SHE95] [KUM12]. Ils sont aussi visibles à la pointe des plis de surstratification qui forment un bord libre très propice à ce type de phénomène [ORI08-2]. Comme nous l'avons souligné, le type de rupture observé dans les éprouvettes lors des essais contraignent la modélisation des éprouvettes. Si la rupture intervient dans le cordon en traction, un critère de rupture avec ou sans critère d'arrêt peut suffire à représenter le comportement de la liaison. En revanche, lorsque l'éprouvette est sujette à une rupture adhésive ou un délaminage, l'endommagement intervient pendant une grande partie de la sollicitation et modifie le comportement au cours d'essai de l'éprouvette. Le phénomène qui entraîne ces modifications doit alors être modélisé par des éléments cohésifs par exemple pour obtenir des calculs représentatifs.

Dans le cas où l'éprouvette est soumise à une forte fissuration ou un fort délaminage, plusieurs méthodes existent pour prendre en compte ces phénomènes. La première est la plus lourde en temps de calcul : la méthode de fissuration virtuelle VCCT (Virtual Crack Closure Technique). Cette méthode utilise des éléments capables de se séparer en cours de calcul afin de modéliser l'avancée de la fissure. Cette technique peut être employée pour implémenter la fissuration intralaminare et interlaminare. Son principal avantage est de ne pas imposer le chemin de fissuration [LI06]. Cette méthode est très utilisée dans la littérature pour sa précision dans des calculs sur des liaisons en T. Les éléments cohésifs sont également beaucoup employés. Cette autre méthode impose de définir des lieux possibles de fissuration. Le chemin de fissuration est alors restreint aux chemins implémentés par l'utilisateur [CHE09]. En fonction du type d'éprouvettes et de la répétabilité du procédé de fabrication, la fissuration est très variable et cette méthode perd de son intérêt [GUL14]. Lorsque cette technique est applicable, elle réduit le temps de calcul par rapport à la méthode VCCT tout en offrant une bonne précision de calcul. La dernière méthode courante utilisée dans la littérature est celle des interactions cohésives [ANY12]. Cette méthode est très similaire à la précédente mais à la place d'utiliser des éléments spécifiques qui représentent les interfaces, elle utilise des contacts avec des propriétés adhésives endommageables. La précision des calculs est donc inférieure à celle de la méthode précédente mais le temps de calcul est réduit.

Malgré l'utilisation de modèles 3D qui représentent la totalité des plis et les méthodes de prise en compte de la fissuration ou du délaminage, la précision des calculs est encore très incertaine. Les éprouvettes composites en forme de T sont très sujettes à la moindre perturbation lors de l'essai, au moindre défaut de fabrication. Ces petites variations entraînent des modifications du comportement importantes. C'est notamment le cas de l'implémentation des conditions aux limites exactes qui existent lors de l'essai. Un glissement dans les mors, même d'une très faible amplitude, alors que le modèle définit un encastrement, conduit à un écart de plusieurs dizaines de pourcents dans l'évaluation de la force à rupture [ORI08-2]. La géométrie de l'éprouvette doit également être reproduite, un faible écart peut mener à une grande erreur d'estimation. Un des points qui a une influence sensible sur le comportement mécanique et qui risque d'être négligé est le congé de résine qui se forme à l'extrémité des plis. Ce genre de congé existe lorsque la liaison possède des plis de sur-stratification. Lors de la fabrication, le gradient de compression imposée à la pièce par le vide fait migrer la résine des zones fortement comprimées vers les zones plus faiblement compressées. A l'extrémité des plis, la bache à vide forme une petite cavité qui se remplit de résine. Ce petit congé modifie le champ de contraintes au bord libre des plis et réduit fortement les contraintes hors plan ce qui retarde l'apparition du délaminage. Le champ de contraintes dépend de la géométrie de ce congé qui est variable avec la fabrication. Sa forme doit être mesurée sur les éprouvettes avant essai. Les bords libres des plis posent des problèmes dans de nombreuses applications à cause des champs de contraintes qui s'y développent et notamment des composantes hors-plan. C'est par exemple le cas au niveau des extrémités des plis de sur-stratification comme décrit ci-dessus mais cela intervient également dans la largeur des éprouvettes. Ce champ de contrainte est mal capté par les modèles numériques mentionnés dans ce paragraphe. Les modèles en contrainte ou en déformation plane ne tiennent pas compte de ces contraintes. Les modèles 3D prédisent une évolution de contrainte dans la largeur avec une augmentation au niveau du bord libre. Le problème est que cette augmentation est dépendante du maillage : plus celui-ci est raffiné, plus la contrainte calculée est élevée, ce qui n'est pas satisfaisant. Cette augmentation de la contrainte pose des problèmes lorsque le modèle

contient des lois matériaux avec endommagement ou des méthodes de prise en compte du délaminage. Hélénon et al. [HEL10] ont développé une méthode analytique qui estime la contrainte au bord libre et limite donc la dépendance au maillage. Cette méthode leur permet de réaliser des calculs précis sur des éprouvettes en T d'une largeur relativement faible, donc pour laquelle le phénomène de modification du champ de contraintes aux bords libres n'est pas négligeable.

#### **IV.6.1.3 Intégration du modèle local dans un modèle de structure – transition d'échelle**

La création d'un modèle à l'échelle mésoscopique représentatif doit permettre une bonne précision des contraintes dans la liaison. Toutefois, pour que le modèle de la voilure soit prédictif, il est nécessaire de lier ce modèle local au modèle complet de l'aile. Plusieurs méthodes sont disponibles dans les logiciels d'éléments finis et dans la littérature.

Tout d'abord, le calcul numérique autorise l'utilisation de plusieurs types de modélisation au sein d'un même modèle. La solution dénommée « Shell to solid » consiste à intégrer directement des zones modélisées en 3D dans un modèle constitué de coques [KRU01]. Un algorithme spécifique permet de faire la transition et notamment d'assurer la continuité des rotations au passage entre les deux types de modélisation. Différents algorithmes existent avec une complexité et une précision variables. L'algorithme implémenté dans le logiciel par éléments finis Abaqus utilise uniquement les déplacements et les rotations à la frontière entre les deux zones. D'autres algorithmes ont été développés et sont présentés dans la littérature comme la technique de superposition des maillages [GIG15]. Cette technique utilise une zone de transition entre la partie du modèle en coque et la partie en 3D dans laquelle les deux types de modélisation sont présents, un maillage 3D et un maillage 2D coque sont alors superposés. Le poids dans le comportement d'un maillage par rapport à l'autre est pondéré en fonction de la position dans la zone de transition. Cette méthode permet de réaliser une transition progressive entre les deux modélisations. Grâce à ces techniques, un modèle 3D peut être utilisé dans les zones de liaison de la voilure avec des coques entre les liaisons. Le gain de temps de calcul est alors très grand. Toutefois, pour que cette technique soit intéressante dans le cadre de ce travail, il faudrait intégrer le modèle 3D dans un modèle global de voilure. La taille de maille nécessaire dans le modèle 3D rendrait ce modèle complet très lourd ce qui n'autorise pas son exploitation dans un cadre industriel.

Deux autres méthodes basées sur le changement d'échelles présentent des caractéristiques intéressantes pour la création du modèle prédictif de la voilure. La première est le submodeling qui consiste à créer le modèle de l'aile caisson puis à utiliser les résultats d'un calcul sur ce modèle comme conditions limites dans un modèle local. Dans ce cas, le modèle local est un modèle tridimensionnel de la liaison. Cette méthodologie a notamment été utilisée par Reinoso et al. [REI12] pour calculer le délaminage des renforts  $\Omega$  dans les fuselages. La description du comportement mécanique local est alors beaucoup plus précise pour un temps de calcul raisonnable. A noter que cette technique détermine le comportement local en fonction d'un calcul général. Or dans le cas de la liaison voile-peau d'une aile caisson, le comportement local de la liaison influence fortement celui de la structure globale. La technique de submodeling n'est donc pas adaptée puisqu'elle ne permet pas de modifier le comportement global avec celui de la liaison à moins de faire des boucles itératives complexes puisqu'Abaqus offre la possibilité de réaliser des calculs de moyennes

(homogénéisation sur l'élément local). La seconde méthode est le substructuring. Cette technique remplace une semi-structure complexe par une maille dont les propriétés sont calculées à partir de la semi-structure. Le substructuring nécessite alors un premier calcul celle-ci qui, dans ce projet, est un volume élémentaire représentatif (VER) de la liaison voile-peau. Ce calcul donne le comportement mécanique du VER, une maille est alors créée et le comportement identifié lui est appliqué. Le principe de création de cette maille consiste à enlever les nœuds qui se trouvent à l'intérieur du VER, seuls les nœuds à la surface sont conservés. De cette manière, le nombre de degrés de liberté est grandement réduit. Dans le cadre de l'aile caisson, cette méthode induit un modèle relativement lourd. En effet, comme expliqué précédemment, afin d'avoir une précision suffisante dans le comportement de la liaison, un raffinement élevé du modèle 3D du VER est nécessaire. Après application de la technique de substructuring, le nombre de nœuds sera encore grand et les parties en coques du modèle complet de la voilure devront être raffinées pour que les maillages soient correspondants. Ainsi le nombre total de degrés de liberté du modèle de l'aile rendra son utilisation difficile dans le milieu industriel.

#### **IV.6.1.4 Intégration du comportement dans un modèle global**

Les méthodes de modélisation décrites dans les paragraphes IV.6.1.1 à IV.6.1.3 permettent des calculs très représentatifs du comportement mais induisent une lourdeur des modèles. D'autres pièces possèdent une structure interne proche de celle de l'aile caisson et présentent la même difficulté. Les pâles d'hélicoptère ou d'éolienne sont des structures élancées avec généralement un caisson à l'intérieur afin de leur donner une rigidité en flexion et en torsion. Cette géométrie n'engendre pas la même problématique de liaison que notre cas ; la forme étant constituée d'un unique caisson. En revanche, il existe la même dualité entre le besoin de connaître le comportement localement au niveau des jonctions voile-peau et le comportement global de la pale. Dans ce cas, les calculs sont actuellement découplés et il n'y a pas d'intégration du modèle local dans le modèle global. Un autre type de structure présente une problématique similaire, les bateaux de grandes dimensions. Ces navires sont construits en acier contrairement aux ailes et aux pâles. En revanche, les dimensions sont telles qu'une structure caisson est utilisée pour créer des sandwichs afin de réaliser les ponts. La définition complète de cette structure caisson sur l'ensemble du navire mènerait à un modèle trop lourd pour son utilisation dans le secteur du nautisme. Un modèle en coques avec une unique coque par pont a alors été créé par Reinaldo Goncalves et al. [GON15]. Afin que ce modèle soit suffisamment représentatif du comportement local de la structure, un travail en amont a été mené sur un VER. Ce VER modélise toutes les parois de la structure caisson sur une surface représentative. Le comportement mécanique de ce modèle est alors identifié en statique et en flambage. Le comportement des éléments dans le modèle global est ensuite modifié à l'aide d'un sous-programme utilisateur pour prendre en compte les instabilités du VER et leur influence sur le comportement mécanique. Cette méthode améliore sensiblement la précision des calculs sur une structure de grande taille avec une augmentation du temps de calcul faible. Cependant cette technique utilise uniquement des coques et malgré le sous-programme utilisateur la prise en compte de phénomène hors plan est impossible. Elle est donc inadaptée à la représentation du comportement des liaisons voile-peau de la voilure caisson mais peut améliorer la prédiction des calculs dans les autres parties de l'aile.

Heimbs et ses collaborateurs [HEI13] ont développé deux méthodes pour représenter le comportement des liaisons en T dans des modèles avec un faible nombre d'éléments. La première de ces méthodes est une modélisation à l'échelle mésoscopique de la liaison. Le modèle est constitué d'une coque formant la peau et de deux coques qui forment le voile et la reprise de celui-ci sur la peau pour assurer le transfert des efforts (Figure IV-60). Dans la géométrie issue du procédé de fabrication, une mèche de fibres unidirectionnelles est ajoutée entre ces trois coques pour remplir l'espace entre les congés. Cette mèche est modélisée par un volume en 3D. Une interface entre chaque partie du modèle est définie avec la possibilité d'apparition de délaminage. Cette modélisation réduit grandement le nombre d'éléments et donc le temps de calcul par rapport à une modélisation microscopique. Cependant son utilisation est possible uniquement si deux conditions sont réunies. La première est que le délaminage observé lors des essais intervienne dans le même inter-ply sur toutes les éprouvettes, que son chemin soit simple et unique. La seconde condition est que le problème soit dominé par la flexion des différentes parties de la liaison et que les contraintes hors plan ne soient pas nécessaires. Dans ce cas, le délaminage est induit par la flexion des coques et non par des contraintes hors plan.

La seconde méthode développée par Heimbs et al. est basée sur un modèle macroscopique. Ce modèle autorise des calculs rapides sur une structure de grandes dimensions. Il est construit uniquement avec des coques afin de limiter le nombre de nœuds. Pour représenter le comportement non linéaire endommageable de la liaison, la première ligne d'éléments dans le voile au niveau de la peau, représenté en rouge sur la Figure IV-60, est définie avec une loi de comportement différente du reste de la pièce. Ces éléments voient leurs propriétés mécaniques modifiées en cours de calcul à partir d'une loi tabulaire. Pour cela, une méthode similaire à celle développée pour implémenter la loi matériau au paragraphe III.6.3 est appliquée. Il s'agit de définir une loi plastique après l'atteinte d'un seuil de plasticité pour avoir un comportement non linéaire représentatif des résultats d'essais. Cette méthode permet de plus d'intégrer le taux de déformation pour s'adapter à différents types de calcul. La méthode est basée uniquement sur des observations expérimentales, la courbe maitresse du comportement est construite à partir des résultats d'essais. L'adoucissement de la liaison englobe l'ensemble des phénomènes physiques qui interviennent ; ce type de modèle est capable de prédire le comportement mais ne donne pas d'indication sur la localisation de l'endommagement dans la liaison. Elle donne des résultats satisfaisants d'après les auteurs de ce travail avec un temps de calcul très court. Les auteurs ont testé le modèle sur une liaison en T par un essai de traction à 0 et à 30° par rapport à l'axe du voile. Dans le cas des éprouvettes technologiques utilisées dans ce projet, cette modélisation du comportement peut donc être intéressante. En effet, la liaison voile-peau dans la voilure caisson est principalement sollicitée en traction et en flexion. La torsion, qui n'est pas développée dans les travaux de Heimbs, est un mode secondaire de chargement dans l'aile, cette méthode de calcul est donc particulièrement intéressante.

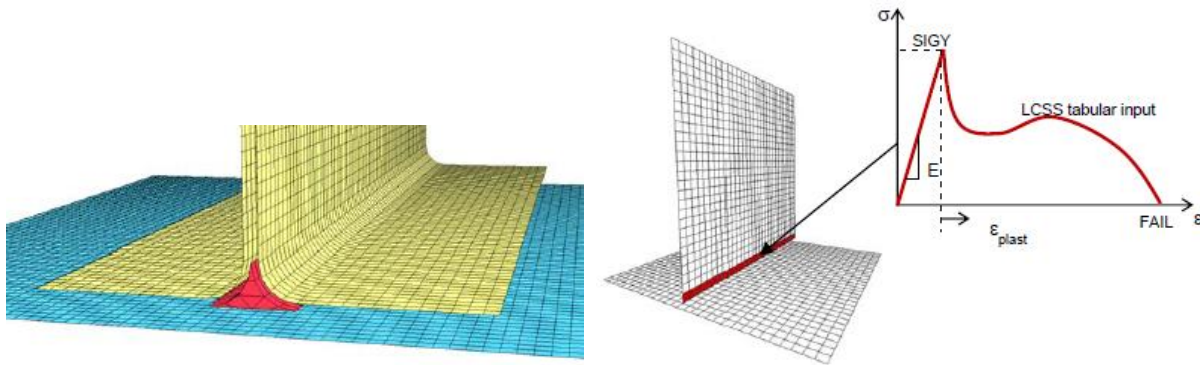


Figure IV-60 : Illustration du méso-modèle de Heimbs et al. à gauche et du macro-modèle avec la loi matériau à droite [HEI13]

#### IV.6.1.5 Démarche adoptée

Deux modèles distincts sont construits pour représenter le comportement de la liaison.

Un premier modèle complexe représente le comportement mésoscopique de la liaison. Les différents endommagements observés lors des essais seront modélisés et un bon niveau de prédictivité des mécanismes est recherché. Comme nous l'avons souligné auparavant, l'intérêt est d'aider à mieux appréhender les mécanismes d'endommagement des liaisons voile-peau de la voilure caisson en complément des dépouillements des essais. La représentativité de ce modèle nécessite un degré de raffinement élevé ce qui implique nécessairement un coût de calcul important.

Un second modèle dit simplifié établi à l'échelle macroscopique de l'aile est alors créé avec une méthodologie similaire au modèle de Heimbs. Ce modèle sera capable de tenir compte du comportement de la liaison dans les différents modes de sollicitation tandis que le modèle de Heimbs est plus adapté à la traction. Les simplifications apportées réduisent le coût de calcul et permettent son intégration (de manière massive) dans un modèle de structure.

### IV.6.2 Construction du modèle mésoscopique

Ce modèle complexe représente avec détail la mésostructure de la liaison. Sa construction est effectuée en lien direct avec les observations faites sur les éprouvettes technologiques. Les sollicitations de ces éprouvettes génèrent un champ de contrainte tridimensionnel. La construction d'un modèle en déformation ou contrainte plane n'est pas capable de simuler l'ensemble des sollicitations, un modèle en 3D est alors défini. Les résultats de la caractérisation de la cinétique d'endommagement des semi-structures montrent que les premiers stades sont pilotés par le comportement du nida. Une modélisation fine du nida est nécessaire afin d'obtenir les modes de cloquage et de cisaillement des cellules. Le délaminage intervient à des charges élevées, dans des interfaces fixes. Son intégration par une méthode cohésive offre une bonne représentation du comportement avec une lourdeur réduite. Ce modèle est corrélé aux résultats des essais pour en vérifier la pertinence en termes de mécanisme et évaluer son niveau de précision.

#### IV.6.2.1 Mise en forme du nida

La première caractéristique à implémenter dans le modèle est la courbure de la peau qui a été choisie pour les éprouvettes. Cette peau est constituée d'un nida et de deux semelles. Afin que la

précision du modèle numérique soit optimale, le choix est fait d'implémenter le nida en intégralité, c'est-à-dire que toutes les cellules sont modélisées plutôt que de réaliser un volume 3D homogène. Pour limiter la lourdeur du modèle, le nida est modélisé en coque, l'épaisseur des parois étant de plus très faible. La création du nida sur un logiciel élément fini nécessite alors la génération de toutes les cellules à partir d'une surface de référence courbée. La réalisation d'une telle géométrie est complexe et les logiciels à disposition n'offrent pas de possibilités réellement satisfaisantes.

La solution choisie pour réaliser ce nida est de le former de la même manière que lors du procédé de fabrication. Une plaque de nida plane d'épaisseur voulue est alors générée de la même taille que la peau des éprouvettes. Le positionnement des cellules par rapport aux bords de la plaque est arbitraire mais ne correspond pas à un cas particulier. Le découpage des parois est donc non symétrique et ne se situe pas à des jonctions. Le but est de représenter la variabilité de la découpe qui existe sur les éprouvettes. Deux plaques rigides avec la courbure désirée sont ensuite modélisées pour former un moule et un contre-moule. Le nida est ensuite placé entre les deux plaques. L'une des plaques est encastrée tandis qu'un déplacement est imposé à l'autre afin de les rapprocher. Le contact est assuré entre les arêtes du nida et les plaques, le déplacement de la plaque va alors forcer le nida à prendre la courbure souhaitée. Le déplacement est réglé pour que l'écartement entre les deux plaques en fin de calcul soit égal à l'épaisseur du nida. La géométrie déformée générée par ce calcul est ensuite utilisée comme géométrie d'entrée pour les modèles complexes.

#### **IV.6.2.2 Création d'un modèle de coques**

Un modèle de coques est construit avec une méthode similaire à celle du modèle mésoscopique de Heimbs et al. Ce modèle intègre deux plaques de nida, la première courbe forme l'âme de la peau, la deuxième, plane, représente l'âme du voile. Les plis des semelles de chaque sandwich sont modélisés avec des coques reliées par des liens rigides aux arêtes du nida. Les plis de sur-stratification sont également modélisés en coques et sont collées aux coques des semelles au moyen de contacts cohésifs à proximité de la liaison, alors que des liens rigides sont utilisés à distance. Ainsi, le délaminage auquel ces plis sont très sensibles peut intervenir. Le matériau qui forme le remplissage des congés de raccordement entre le voile et la peau possède une géométrie complexe. Une coque n'est pas capable de bien représenter la forme et les variations d'épaisseur de cette partie. Un volume en 3D est donc modélisé et relié au reste de la pièce par des contacts cohésifs et des liens rigides. En effet, cette zone est très sensible à la fissuration et aux délaminages par la présence de plis dans les trois directions de l'espace. Les contacts cohésifs occasionnent des difficultés de convergence et rallongent le temps de calcul, leur utilisation est alors limitée au maximum. Ces contacts sont donc définis uniquement dans les lieux où un délaminage a été observé lors des essais. Ils sont implémentés au niveau de l'interpli et représenté par le trait violet sur la Figure IV-61. Les écarts entre les différentes coques visibles sur la figure sont définis pour que les épaisseurs réelles créent une continuité de matière entre les coques.

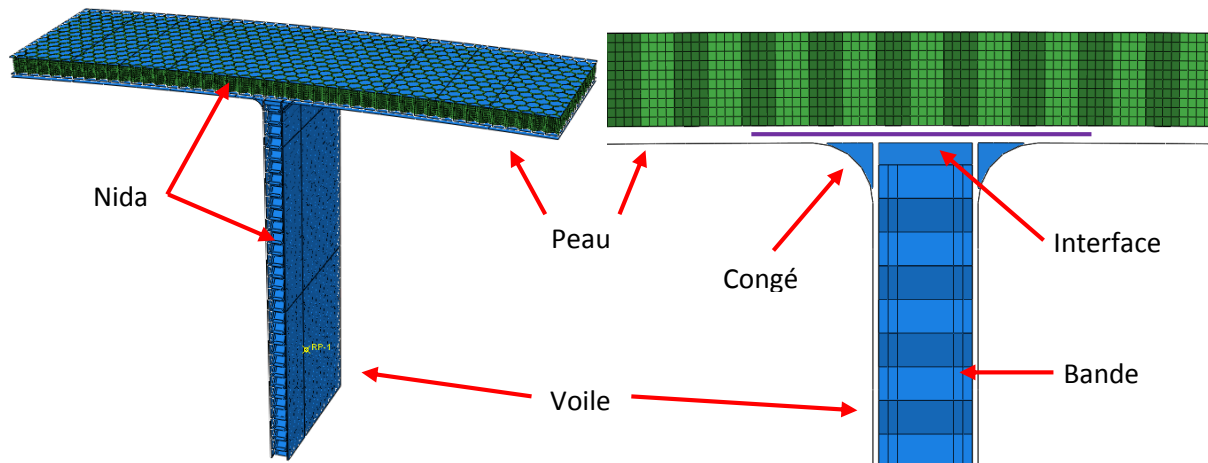


Figure IV-61 : Modèle de corrélation, vue générale à gauche, zoom sur la liaison à droite

Les défauts observés par l'analyse des tomographies ne sont pas pris en compte puisqu'ils nécessiteraient la création d'un modèle numérique beaucoup plus complexe. De plus, comme observé lors des essais, la variabilité de ces défauts ne joue pas un rôle majeur dans le comportement des éprouvettes avant un état d'endommagement avancé. En effet, le scénario de rupture est similaire pour toutes les éprouvettes. Cependant, ces défauts peuvent jouer un rôle dans la rigidité des éprouvettes ou les niveaux de contraintes et de déformation d'apparition et d'enchaînement des différents mécanismes.

Les essais ont montré que le nida influence fortement le comportement mécanique des éprouvettes lors des premiers stades de l'endommagement. Une bonne modélisation du nida est donc nécessaire afin que le modèle soit représentatif. La géométrie d'un nida est très complexe et il est difficile d'en tenir compte parfaitement, notamment avec une modélisation en coque. Ce type de modélisation est néanmoins plus adapté qu'un volume homogénéisé pour représenter le cloquage, le cisaillement et le déchirement des parois de cellule observés lors des essais. Cette nécessité est confirmée par la littérature et notamment les travaux de Giglio et al. [GIG12]. La première caractéristique prise en compte est la forme des cellules. En effet, le nida utilisé possède des cellules hexagonales, or d'après les observations faites sur les images de tomographie, les cellules sont écrasées ou allongées (Figure IV-62). Les dimensions sont mesurées sur 12 cellules choisies aléatoirement sur chaque éprouvette. L'image de tomographie montre que les cellules ont une forme irrégulière, les dimensions sont néanmoins très peu dispersées avec un écart type de 2 %. La moyenne de ces mesures est alors choisie pour définir la forme des cellules dans le modèle de corrélation. La forme est prise identique pour toutes les cellules. Les travaux réalisés par Roy et al. [ROY14] prouvent que cette variation de la forme des cellules intervient fortement dans le module de cisaillement d'une plaque de nida. Il est donc nécessaire de l'évaluer et de la prendre en compte.

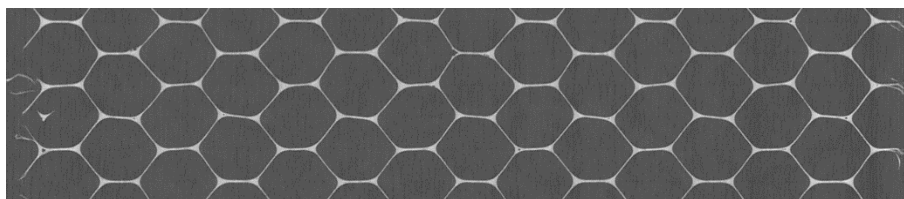


Figure IV-62 : Image de tomographie de la forme écrasée des cellules

Pour réaliser l'interface entre les plis de CFRP et le nida, un film de colle est déposé avant la cuisson. Lors de la cuisson, la colle se fluidifie et forme des ménisques au niveau des parois du nida. Ces

ménisques augmentent localement la rigidité des parois et réduisent la longueur de la partie libre. Ces modifications ont pour effet de retarder le flambage et la déformation par cisaillement de la paroi. Le rayon et la taille de ces ménisques sont très variables entre les différentes cellules. De plus, cette épaisseur variable est très difficile à modéliser avec des coques. Deux partitions sont alors effectuées à proximité de chaque peau dans les parois du nida. Ces partitions forment deux bandes dans lesquelles une épaisseur de colle est prise en compte dans la section. Ces bandes sont visibles dans le voile, partie verticale de l'image de droite de la Figure IV-61. Une taille de ménisque moyenne de 1mm est choisie à partir des observations microscopiques. L'épaisseur moyenne du ménisque dans la bande est affectée de chaque côté du nida. Cette technique permet de tenir compte de la rigidification locale avec une modélisation simple qui intègre l'évolution de raideur du ménisque. Une méthode similaire avec 3 bandes est utilisée par Giglio et al. [GIG12].

Le point le plus difficile à surmonter pour le nida est de définir l'épaisseur de ses parois et ses propriétés mécaniques. La bibliographie est très pauvre en données pour le papier et les valeurs ne sont pas disponibles chez les fabricants. Les caractérisations sont généralement faites soit sur le papier non imprégné soit sur le nida fini. Différentes études sont menées sur des feuilles imprégnées mais les résultats sont très dispersés allant du simple au double [ROY14]. Les auteurs définissent généralement ces propriétés par une optimisation numérique en fonction des corrélations avec les essais sur une plaque de nida. Des observations micrographiques montrent que l'épaisseur des parois est très dispersée et supérieure aux données du fabricant. La médiane de l'épaisseur est de 60  $\mu\text{m}$  avec un écart type de 7 % alors que la fiche technique annonce 51  $\mu\text{m}$ . La distribution de la matière est également très complexe. La micrographie optique de droite de la Figure IV-63 montre la géométrie du collage entre deux bandes de papier du nida. Cette liaison est entourée par de la résine phénolique qui forme des congés de raccordement de grand diamètre. La taille de ces congés provoque une surépaisseur de résine sur près du quart de la longueur de la paroi prise entre le centre des liaisons. De la même manière que les ménisques de colle aux interfaces nida-plis, ces congés interviennent fortement dans le comportement du nida, donc de l'éprouvette. Plusieurs travaux étudient l'influence de cette région appelée bord de Plateau. Yang et al. [YAN04] montrent que les dimensions de ce point triple modifient fortement les propriétés du nida. Ce travail ne tient pas compte de l'hétérogénéité de cette région visible sur la micrographie ni de l'irrégularité de la géométrie qui influence également le comportement mécanique. La prise en compte de ces points triples est plus complexe que celle des ménisques. Le découpage des cellules est dans ce cas énormément plus chronophage et du fait de cette forme en Y, l'épaisseur est difficile à estimer. La micrographie possède trop peu de contraste entre la résine du congé et la résine d'enrobage. Il est alors impossible d'isoler le congé par traitement d'image pour en mesurer l'aire. La résolution des tomographies est trop faible pour avoir une précision suffisante dans la mesure de cette liaison, la fenêtre d'observation ayant pour but de visualiser l'intégralité de la zone de liaison voile-peau. Les congés de raccordement ne sont alors pas modélisés et une épaisseur moyenne est définie sur toute la paroi. Cette épaisseur est choisie pour tenir compte approximativement de l'apport en matière des congés.

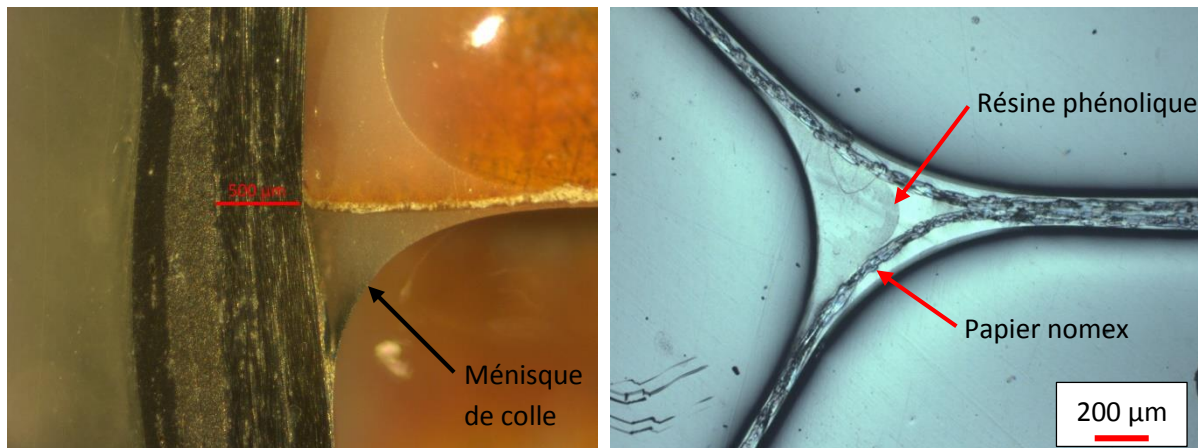


Figure IV-63 : Micrographies optiques des ménisques de colle à gauche et de la jonction des parois de cellule à droite

Les congés de raccordement entre le voile et la peau sont remplis par un mélange de résine époxy et de colle. La résine est poussée par la pression à l'extérieur des pré-imprégnés tandis que la colle provient de l'interface entre le nida et les plis. La valeur du rayon de congé est très dispersée et la forme n'est pas régulière. Ces congés ont de plus un fort taux de porosités mis en évidence par l'analyse des tomographies. L'ensemble de ces paramètres font que la définition d'une géométrie est complexe. Ne pouvant pas définir une géométrie représentative de l'ensemble des éprouvettes, un congé régulier de rayon 2,5 mm est choisi pour le modèle de corrélation.

Les cellules du nida du voile les plus proches de la liaison sont en grande partie remplies par de la colle. Ce remplissage est lui aussi très variable d'une éprouvette à une autre du point de vue de son étendue et du taux de remplissage de chaque cellule. L'apport de cette colle dans la rigidité de la liaison voile-peau est à évaluer mais est probablement non négligeable. La colle renforce le nida, ajoute de la matière dans les cellules et crée un lien continu entre le voile et la peau. Une modélisation simplifiée est adoptée pour tenir compte du remplissage. La première rangée de cellules ouvertes est enlevée et remplacée par un volume de colle. Ce volume est appelé interface dans la Figure IV-61. Il est lié rigidement au voile et un contact cohésif est défini avec la peau.

#### IV.6.2.3 Paramètres du modèle

Les semi-structures sont représentatives de la voilure caisson, les matériaux constitutifs utilisés pour les construire sont évidemment les mêmes (II.3.2). Les lois de comportement mécanique définies dans le modèle de mésoscopique pour les plis de CFRP sont les lois développées au paragraphe III.6.3. Les plis de composites sont donc définis sous forme d'un stratifié composé de plis homogènes orthotropes. Les congés de raccordement dont la microstructure n'est pas suffisamment connue sont définis avec un matériau isotrope et homogène. Le module d'élasticité des congés est pris égal au module d'une résine époxy. Les propriétés du nida sont tout d'abord définies avec un matériau homogène isotrope d'un module moyen pris dans la littérature [ROY14]. Ce module est ensuite réduit progressivement jusqu'à obtenir le mode de cloquage-cisaillement des parois du nida.

Comme cela a déjà été développé lors de l'analyse des essais sur les semi-structures, le nida joue un rôle prépondérant dans les premiers stades de l'endommagement des éprouvettes. Après l'apparition de cloques dues au cisaillement, des bandes de cisaillement se forment puis se déchirent. Ces dommages sont vraisemblablement responsables de la modification du

comportement des éprouvettes. Afin de vérifier cette hypothèse, la perte de rigidité du nida à la suite de ces phénomènes doit être modélisée. La représentation choisie pour le nida permet de prendre en compte le cloquage des parois. Les bandes de cisaillement sont appréhendées par une plasticité isotrope à écrouissage linéaire. Les paramètres de cette loi sont déterminés par comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques. Enfin, le module d'élasticité du nida est dégradé en fonction de la plasticité par l'ajout d'une fonction dans le sous-programme utilisateur développé pour la loi matériau. La vitesse de dégradation est limitée et un module résiduel de 1 MPa est conservé pour maintenir la convergence des calculs. Cette modélisation n'est alors pas capable de représenter le comportement des éprouvettes très endommagées. Les corrélations sont effectuées à des charges limitées, la précision du modèle est suffisante pour identifier les premiers modes d'endommagement des éprouvettes. La mise en place d'une technique pour fissurer le nida, plus couteuse en calcul, n'est pour l'instant pas jugée nécessaire. Ce point pourra faire l'objet de développements futurs si nécessaires.

Le contact cohésif est défini avec les données matériau qui figurent sur la fiche technique du fabricant. Cette fiche ne donne pas de courbe d'essai de l'adhésif, son comportement n'est donc pas connu. Une loi de traction-séparation bilinéaire est alors définie. Turon et al. [TUR07] montre que ce type de loi est fortement dépendant à la taille du maillage. Des mailles trop grandes réduisent la précision de la distribution de traction en pointe de fissure. Pour les matériaux utilisés, la taille de maille doit être inférieure à 0,5 mm. Le modèle mésoscopique ne peut alors pas être représentatif après la phase d'initiation, les mailles étant légèrement trop grandes. Les limitations du contact cohésif utilisé dans ce modèle sont compensées par le paramétrage restreint et les calculs allégés par rapport à d'autres techniques comme la méthode de fermeture virtuelle de la fissure utilisée par Li et al. par exemple [LI06]. De plus, lorsque le délaminage intervient lors des essais, les éprouvettes sont déjà fortement endommagées, or la modélisation au-delà de la phase d'amorçage n'est pas nécessaire au calcul d'une voilure puisque la perte de propriétés mécaniques résultant du délaminage est trop forte pour assurer la continuité du vol de l'appareil en sécurité.

La définition de l'épaisseur des plis dans le modèle numérique est complexe. Le polissage de la section des éprouvettes rend observable les plis, les épaisseurs sont alors mesurables par méthode optique. La difficulté réside dans l'ondulation des plis déjà mis en évidence lors du contrôle des semi-structures avant les essais. L'image réalisée par microscope optique de la Figure IV-64 met en évidence cette ondulation en lien avec les cellules du nida. Lors de la fabrication, la pression qui s'applique sur les plis les pousse à l'intérieur de chaque cellule. Un gradient d'ondulation se forme alors entre les plis, celle-ci ayant une amplitude plus élevée du côté du nida. L'écart d'amplitude crée des variations de l'épaisseur de l'interpli. Il est néanmoins toujours rempli par de la matrice. Celle-ci migre des zones au niveau des parois vers le centre des cellules sous les différences de pression. Une variation du taux de fibres résulte également de cette migration. Ces phénomènes d'ondulation et de variation de l'interpli créent une rigidité différentielle des semelles. La rigidité des fibres ondulées est plus faible que celle de fibres parfaitement rectilignes, des phénomènes non linéaires en résultent aussi bien en traction qu'en compression. Ces phénomènes influent sur la majorité de l'épaisseur de la semelle du fait de son épaisseur réduite. Le comportement de ces stratifiés est difficile à prévoir et à modéliser, l'impact de ces défauts demanderait à être analysé plus en avant. La réalisation d'essais de traction et de compression sur sandwich permettrait de quantifier cet effet et appliquer une correction si celui-ci est important. L'épaisseur des plis est alors définie à partir de la valeur

théorique en se rappelant que cette modélisation des plis parfaitement plans avec une épaisseur constante induit un écart de rigidité avec le comportement réel.

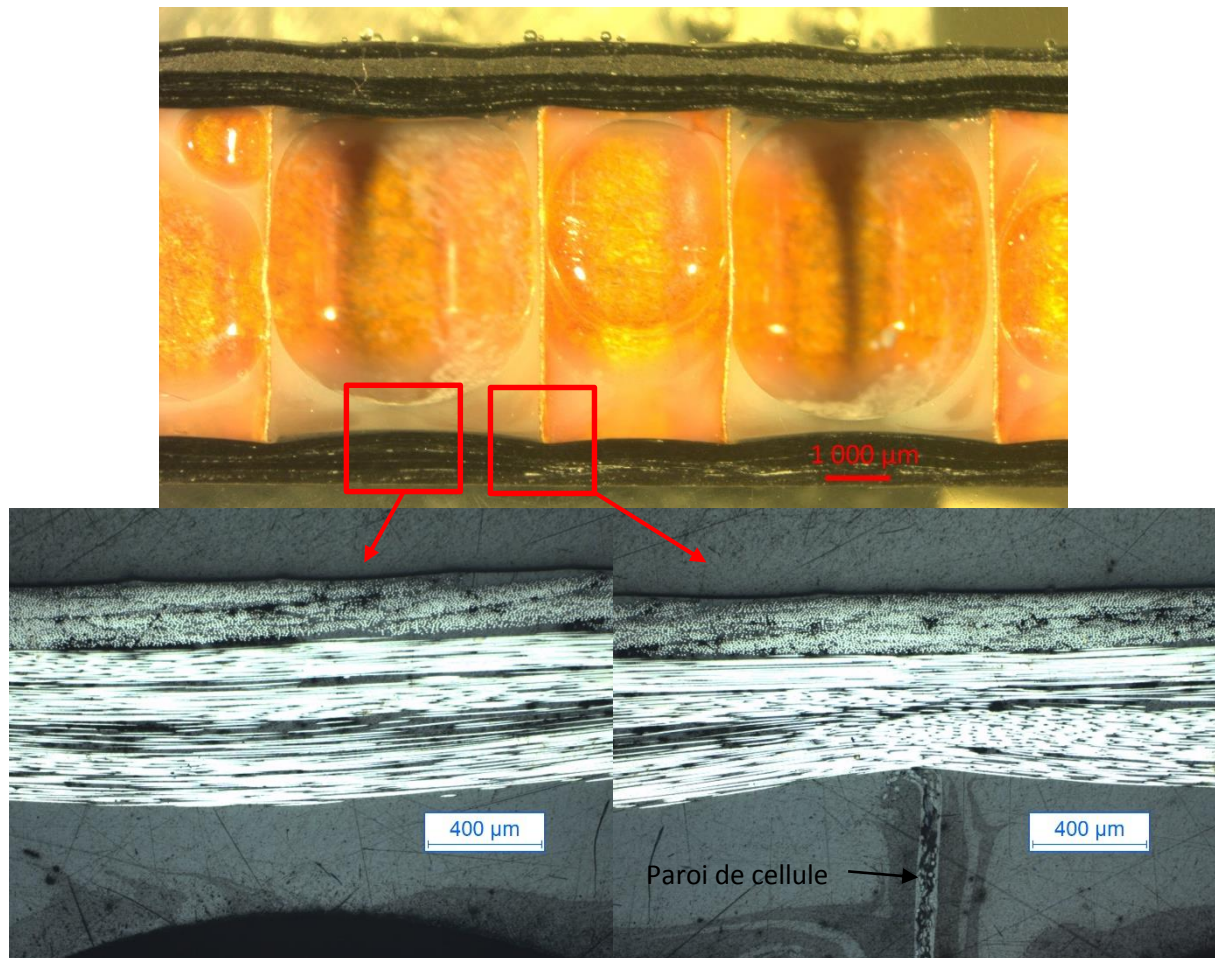


Figure IV-64 : Microscopie optique de l'ondulation des plis des semelles en phase avec l'ouverture des cellules et de la compaction des plis en fonction de la présence des parois

#### IV.6.2.4 Conditions aux limites et chargement

Les conditions aux limites et le chargement sont imposés sur des points de référence positionnés au centre du mouvement des outillages. Un déplacement ou une rotation est imposé au point de référence du mors suivant l'essai. En fonction des différents essais, ce point est relié par un lien rigide soit à l'éprouvette soit à des surfaces rigides.

La première méthode est utilisée lorsque l'outillage bloque les degrés de liberté de l'éprouvette. Les faces de la semi-structure en contact avec les mors sont alors maintenues en position par le lien rigide. Le serrage des outillages n'est pas pris en compte par cette modélisation.

La seconde technique consiste à modéliser des mors par deux surfaces rigides. Le point de référence est relié à ces surfaces. Le contact avec frottement est ensuite assuré entre ces mors et l'éprouvette, le glissement est ainsi possible entre eux. Ce glissement est primordial pour la représentation du mode de déformée des éprouvettes. Le contact avec glissement sur la surface des mors nécessite énormément de ressources et pénalise la convergence ce qui allonge fortement le temps de calcul. En fonction du mors utilisé lors de l'essai et de son serrage, un choix est effectué entre ces deux

modélisations des conditions aux limites. Cette méthode permet de conserver autant que possible un temps de calcul raisonnable.

Le modèle est entièrement maillé avec des éléments linéaires de types coque et solide afin de limiter le temps de calcul. Les mailles sont toutes rectangulaires (S4R) dans les sections en coque et parallélépipédiques (C3D8) dans les congés de raccordement.

### IV.6.3 Corrélation numérique-expérimental

Une bonne représentation par le modèle numérique est recherchée sur les premiers stades. Les déplacements imposés dans les calculs de corrélation sont donc réduits par rapport aux essais. Cette réduction entraîne un net gain sur le temps de calcul puisqu'elle élimine la phase fortement endommagée pour laquelle la convergence est plus difficile à obtenir. Le modèle numérique complexe est construit dans le but d'aider à la compréhension du comportement et de l'endommagement des liaisons en T et de montrer sa capacité à appréhender ces mécanismes. Nous devons valider qu'il peut servir de base à la création du modèle simplifié.

#### IV.6.3.1 Essais de torsion

L'éprouvette de torsion est montée serrée dans les mors, le mode de déformation n'induit que très peu de mouvement de la peau, les conditions aux limites sont donc définies de façon rigide. Les courbes de la Figure IV-65 représentent le couple en fonction de l'angle obtenu avec le modèle complexe et expérimentalement. Le pied de la courbe expérimentale est supprimé afin de faciliter la corrélation. La rigidité numérique est quasiment identique à celle obtenue lors des essais jusqu'à 7 Nm. La courbe représentative du modèle numérique entame ensuite une inflexion. Celle-ci intervient légèrement plus tôt que lors de l'essai, visible vers 7,5 Nm. L'inflexion numérique se produit sur un intervalle de couple plus réduit puis la pente est environ 4 % plus élevée que la pente expérimentale.

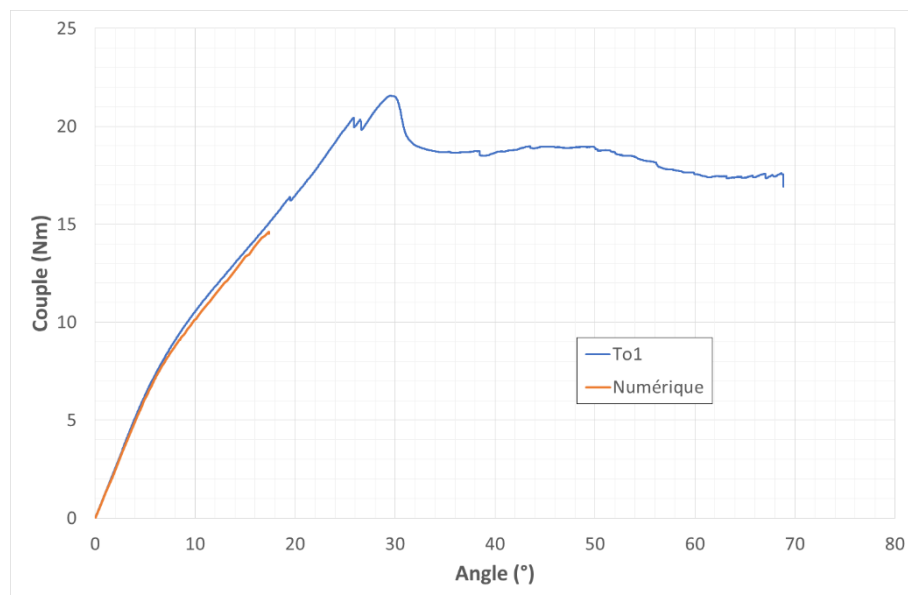


Figure IV-65 : Courbes représentatives du couple en fonction de l'angle de l'éprouvette To1 corrigée et du modèle numérique

La corrélation entre les courbes représentatives des déformations expérimentales et numériques est nettement moins bonne que pour la rigidité (Figure IV-66). Le manque de similarité entre les allures de courbes indique une déformée différente. Expérimentalement, les déformations des jauges du voile 'va' et 'vn' sont grandes comparativement aux autres jauges. La rigidité de la peau et de la liaison assure donc une faible déformation de la peau, la rotation imposée par la machine d'essai est alors majoritairement supportée par le voile. Numériquement, les courbes des jauges du voile possèdent une pente inférieure dès le début du chargement. La jauge 'va' suit ensuite globalement l'allure de la courbe expérimentale, la jauge 'vn' s'en écarte en revanche rapidement. Les jauges de la peau 'pa' et 'pn' sont nettement plus déformées qu'expérimentalement. Le comportement de la semelle sur laquelle est collée la jauge 'va' est piloté par les conditions aux limites. La seconde semelle du voile dépend des conditions aux limites et du comportement du nida et de la liaison. L'écart entre les allures numériques et expérimentales montre un manque de rigidité d'au moins un de ces deux éléments. De plus, le rapport entre les raideurs du voile et de la peau est différent de la valeur réelle. En effet, les courbes de jauges indiquent que le déplacement imposé au voile est supporté en partie par le voile et en partie par la peau.

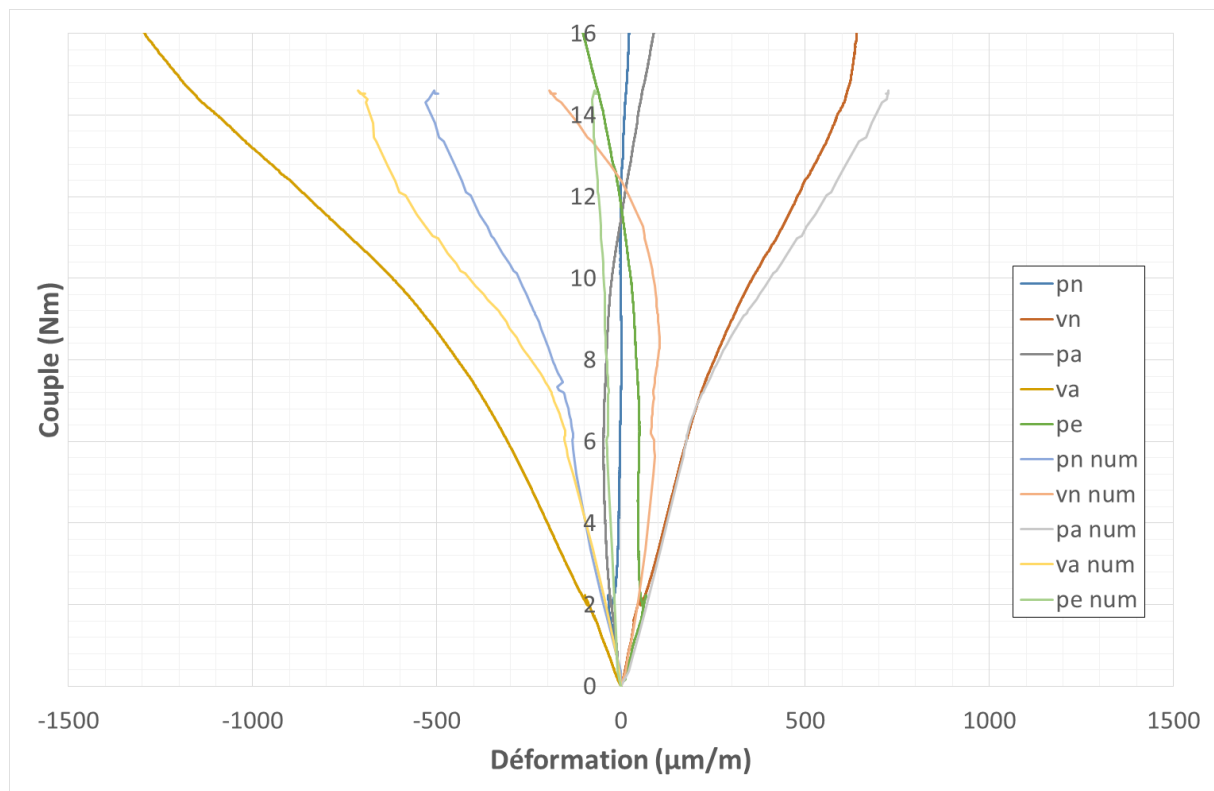


Figure IV-66 : Courbes représentatives des déformations mesurées par les jauges et calculées numériquement

La localisation de l'endommagement de l'éprouvette est bien estimée par le modèle numérique. Il prédit que le nida du voile subit une rupture par cisaillement sur toute sa hauteur visible sur la Figure IV-67. Le modèle prévoit également un léger endommagement dans le nida de la peau au niveau de la liaison. Les vidéos des essais montrent une déformation du nida par cisaillement importante à cet endroit. En revanche, aucun dommage n'est observable sur les vidéos des essais et les tomographies à ce niveau de charge, le modèle sous-estime le niveau de couple générant l'apparition de l'endommagement dans cette zone.

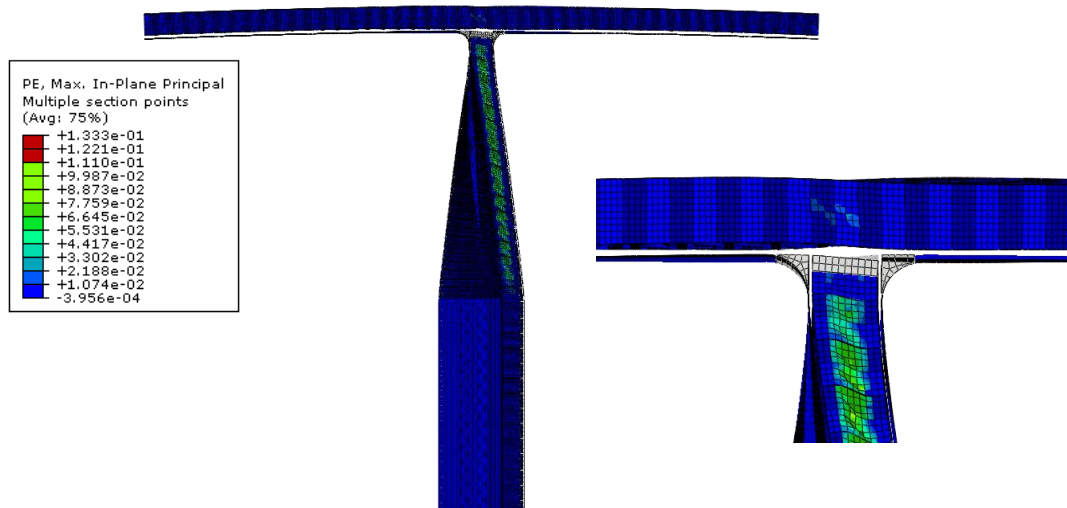


Figure IV-67 : Déformée du modèle complexe de torsion à la fin du calcul avec affichage de l'endommagement piloté par la plasticité

L'endommagement apparaît plus tôt dans le modèle numérique. Les premières mailles subissant de la plasticité sont visibles sur la Figure IV-68 vers 5,6 Nm tandis que la photo indique des endommagements vers 6,5 Nm. Du fait de la luminosité de la vidéo et la découpe très irrégulière des cellules du nida, ces dommages sont très difficiles à observer. Le couple à partir duquel ils apparaissent est donc approximatif. La progression de l'endommagement est ensuite similaire entre les essais et le modèle numérique. Tout d'abord, le nombre de cellules touchées augmente très rapidement après le premier dommage puis les parois se cisailent et se déchirent.

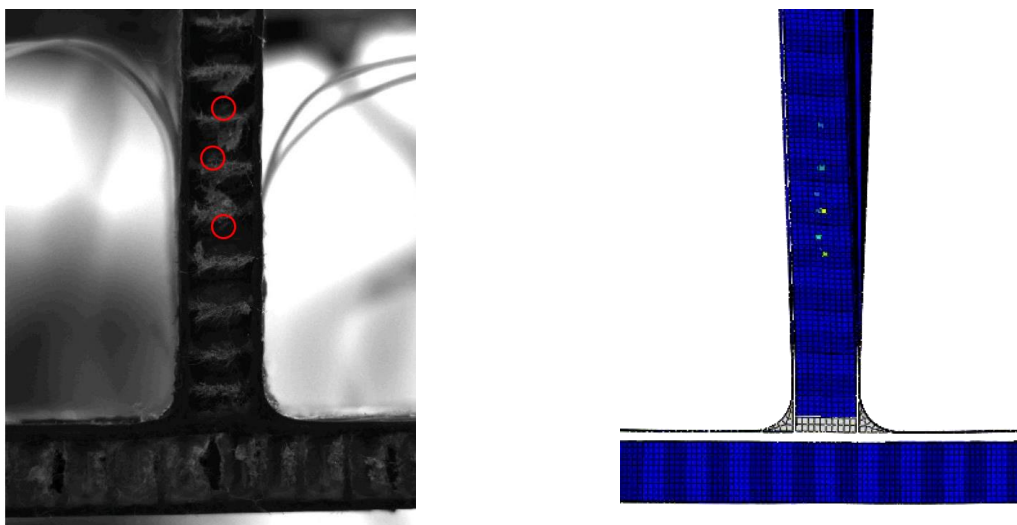


Figure IV-68 : Apparition de l'endommagement lors de l'essai de l'éprouvette To1 à 6,5 Nm et dans le modèle numérique à 5,6 Nm

#### IV.6.3.2 Essais de flexion

Les conditions aux limites du modèle mésoscopique pour l'essai de flexion sont appliquées comme suit. Les positions des mors sont définies avec les mesures effectuées lors des essais. La peau est reliée par des liens rigides sur chaque semelle au point de référence (voir IV.6.2.4) puisqu'un serrage a été appliqué lors des essais. Le mors du voile est schématisé avec des plaques rigides en contact avec l'éprouvette. Ce contact permet le glissement du voile dans les mors. Celui-ci est primordial

pour obtenir le bon rendu de la cinématique par le modèle. La déformée du voile change fortement avec la condition aux limites sur le voile comme le montre la Figure IV-69. En laissant un glissement possible, un déplacement relatif des deux semelles du voile est ainsi obtenu. Bien que très faible, de l'ordre de 0,2 mm, le glissement provoque une modification de 30 % de la rigidité de l'éprouvette.

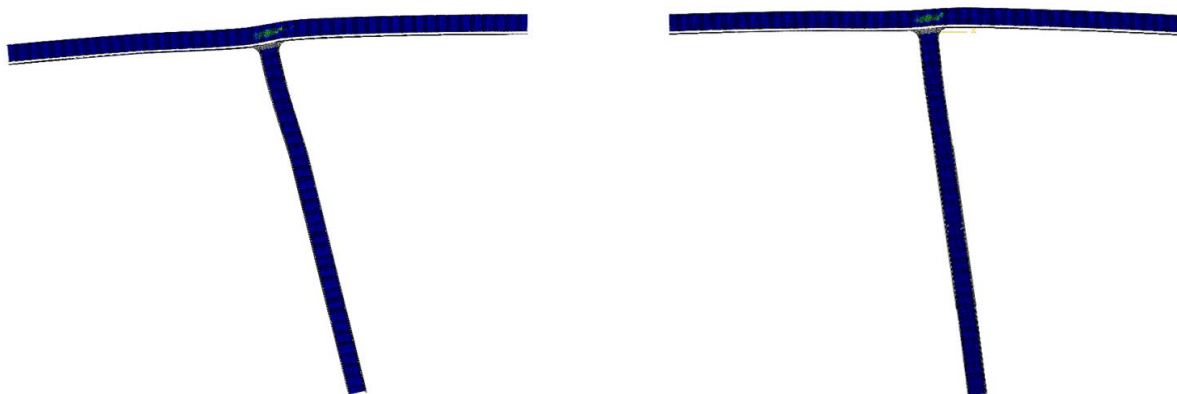


Figure IV-69 : Influence des conditions aux limites sur la déformée du voile, à gauche voile lié par un lien rigide, à droite voile en contact avec le mors

De plus, ne pas prendre en compte le glissement des semelles du voile provoque l'apparition d'une forte déformation par cisaillement du nida du voile. Ce cisaillement est induit par la forte flexion qui intervient dans le voile à proximité de la liaison. Toutefois cette déformation n'apparaît pas explicitement sur les images de la caméra haute résolution (Figure IV-74). En conséquence, la modélisation du glissement s'avère essentielle pour corrélérer expérience et simulation. La Figure IV-70, sur laquelle sont représentées les courbes expérimentale et numérique, montre que le modèle numérique est trop souple en début d'essai. L'inflexion due à l'endommagement est ensuite bien capté par le modèle vers 6 Nm ainsi que la progression jusqu'à environ 8 Nm. La modélisation adoptée pour l'endommagement du nida limite ensuite la précision du modèle. A la suite du déchirement des cellules la plasticité et la perte de module implémentées conduisent au maintien d'une trop grande rigidité comparativement à la réalité. Le cloquage-cisaillement des parois de cellules devient trop important par rapport à la taille des mailles après 7°, le calcul diverge alors.

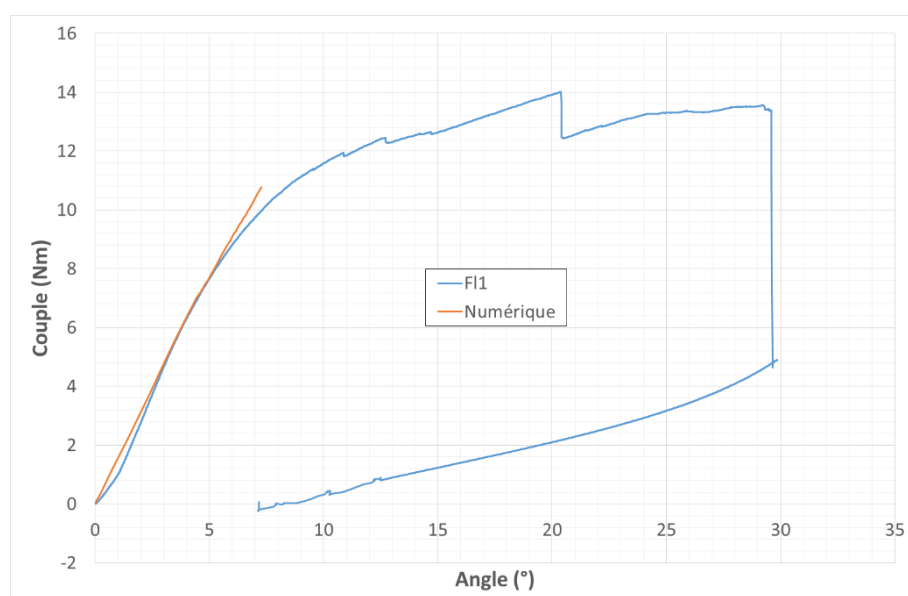


Figure IV-70 : Courbes représentatives du couple en fonction de l'angle imposé, corrélation entre courbe expérimentale et courbe numérique

Le cloquage-cisaillement des cellules est favorisé par la plasticité du nida et la baisse du module. La Figure IV-71 montre une cellule du nida de la peau en fin de calcul. Le cloquage des parois est visible en concordance avec une bande de cisaillement. Le maillage n'est pas assez dense pour reproduire correctement le phénomène. La plasticité est faible, le module d'élasticité du nida est alors très peu réduit, la cellule conserve donc une raideur élevée. Cette cartographie de la cellule montre également que les parois doubles ne sont pas touchées par l'endommagement. Ce phénomène est confirmé sur les éprouvettes d'après les tomographies post essai (Figure IV-72). Après le déchirement des parois simples du nida, les parois doubles ne sont plus maintenues. Leur épaisseur étant faible et la paroi fléchissant sous le cisaillement, ces parois ne fournissent plus qu'une très faible rigidité à la cellule. Dans le modèle numérique, la faible réduction du module d'élasticité des parois simples limite donc ce phénomène. La raideur de la cellule est d'autant plus conservée.

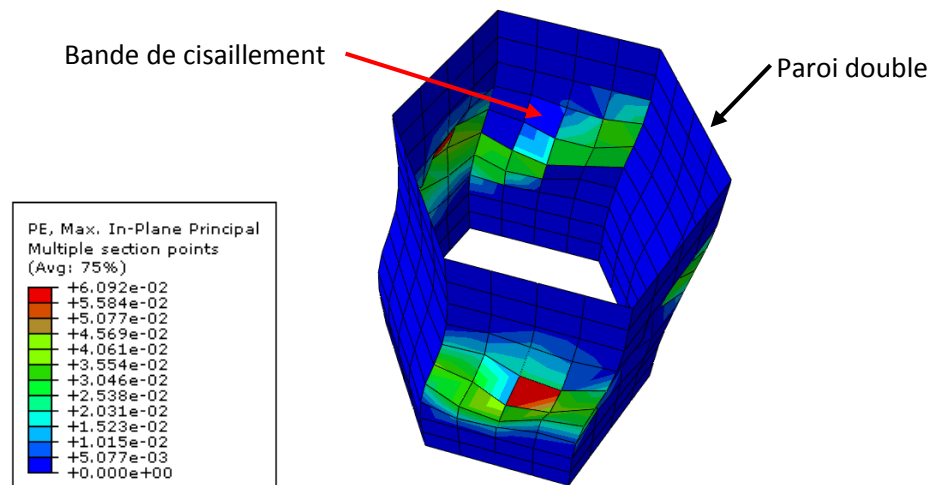


Figure IV-71 : Image d'une cellule déformée par le cisaillement dans le nida de la peau au niveau du voile

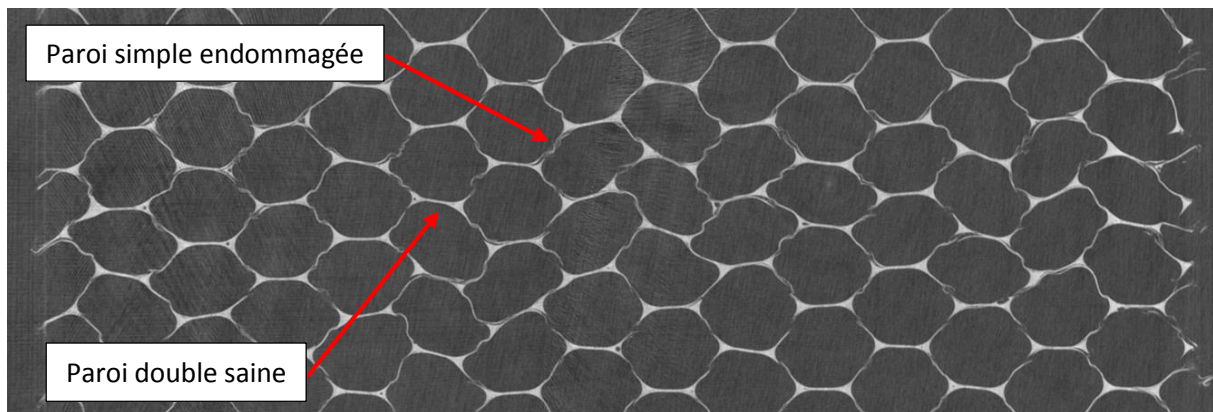


Figure IV-72 : Image de tomographie du nida de la peau de l'éprouvette To1 après essai

Les courbes représentatives du couple en fonction de la déformation sont tracées sur la Figure IV-73. Les déformations numériques sont prises au point d'intégration le plus proche de la position du centre de la grille de la jauge sur l'éprouvette. L'erreur commise sur la position est alors inférieure à 0,5 mm étant donné la densité du maillage. Ce graphique montre que la cinématique de l'essai de flexion n'est pas parfaitement reproduite par le modèle complexe. Tout d'abord, les déformations calculées sur le voile sont dissymétriques tandis qu'elles sont symétriques lors des essais. Elles sont également supérieures d'environ 30 %. Les déformations des jauges de la peau montrent également

la difficulté dans le rendu de la cinématique. Les valeurs numériques sont supérieures aux valeurs expérimentales et les inflexions sont assez mal captées.

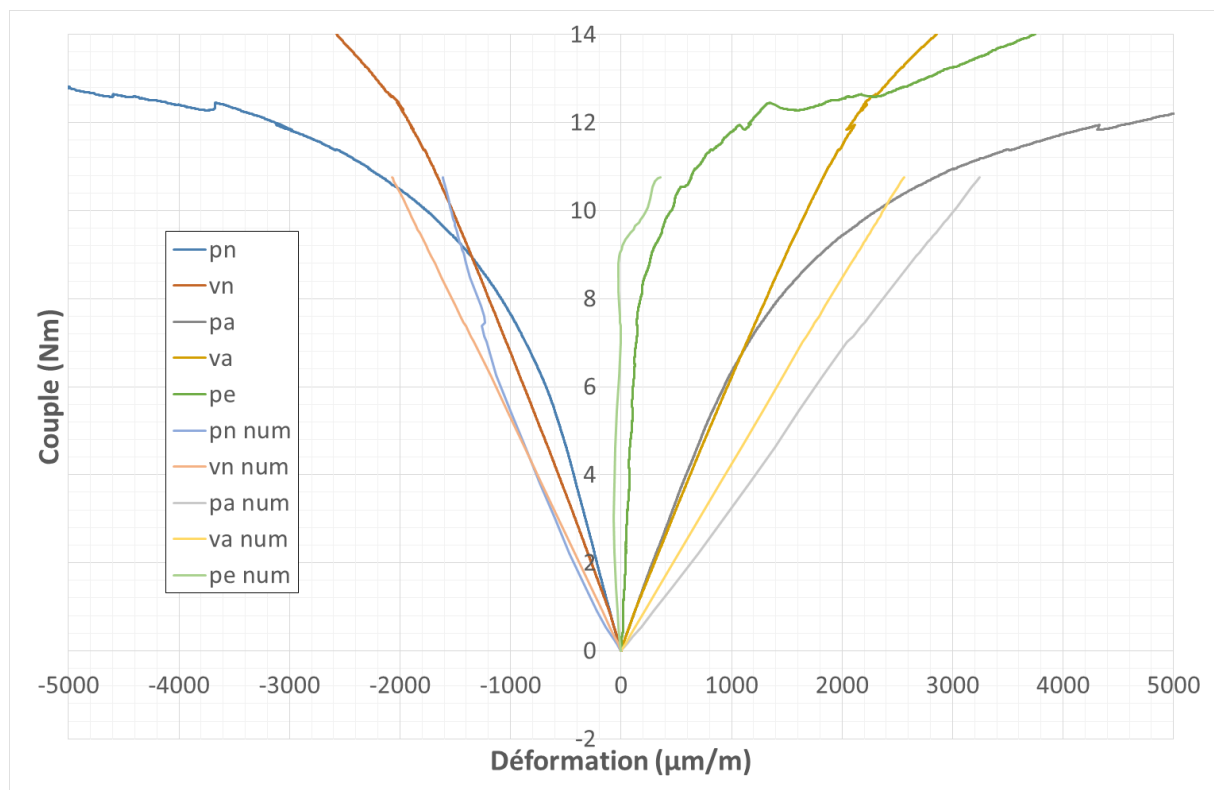


Figure IV-73 : Courbes représentatives du couple en fonction des déformations mesurées par les jauges et des déformations calculées numériquement

L'ensemble de ces phénomènes s'explique par le manque de représentativité du modèle au niveau de la liaison et les propriétés approchées du nida. La comparaison entre les deux images de la Figure IV-74 montre que le modèle numérique prévoit une flexion plus élevée du voile à un niveau de charge équivalent, observation confirmée par les courbes représentatives des jauges. Cette flexion supérieure implique une plus faible rotation du pied du voile. Or cette rotation induit, par le biais de l'interface de colle et des congés, des efforts dans le nida de la peau. L'endommagement du nida est alors sous-estimé par le modèle numérique. Cet endommagement modifie fortement le comportement de l'éprouvette comme expliqué au paragraphe IV.5.3.2. Cela explique le mauvais rendu des inflexions des courbes représentatives des jauges de la peau. Néanmoins, le modèle numérique approche relativement bien les premiers stades de l'endommagement de l'éprouvette. Les deux images de la Figure IV-74 sont tirées à un couple de 7 Nm. Les cercles rouges sur la photo indiquent des bandes de cisaillement dans les parois de cellules et des cloquages. Les mailles colorées avec un gradient de vert à rouge correspondent à une déformation plastique de la paroi, signe d'un endommagement. Le lieu et la valeur du couple d'apparition de ces dommages correspondent entre l'expérience et le modèle. Le cloquage des parois dans le modèle intervient à l'incrément précédent, l'amplitude est faible, il est donc difficile de dire s'il apparaît plus tôt qu'expérimentalement ou s'il est trop faible pour être observable sur la vidéo. L'endommagement se propage ensuite dans les mêmes parois de cellules. En revanche, la différence de cinématique de déformation provoque un écart de vitesse de progression des dommages entre l'expérience et le modèle.

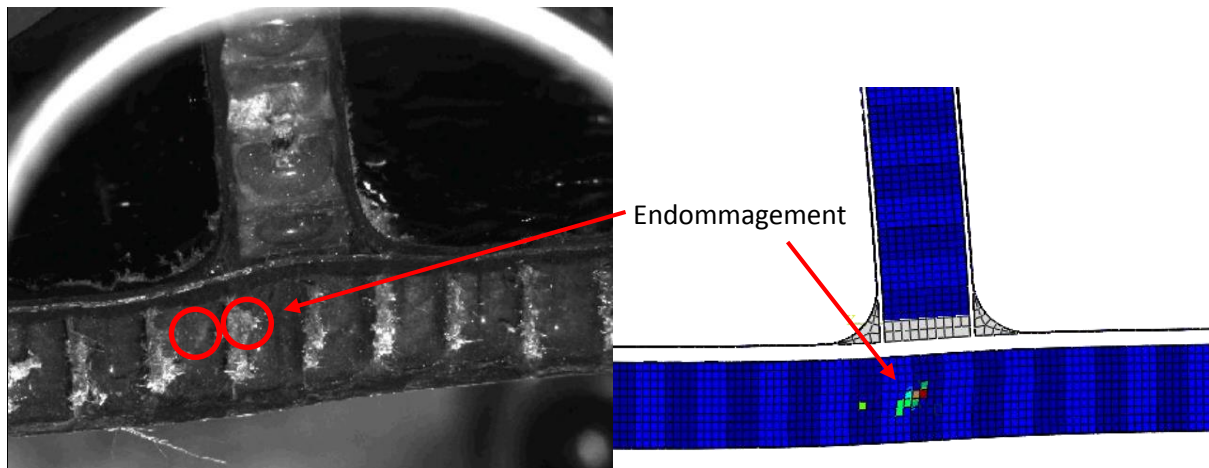


Figure IV-74 : Visualisation du premier endommagement visible sur la vidéo de l'essai (7 Nm) et le modèle numérique (7,1 Nm)

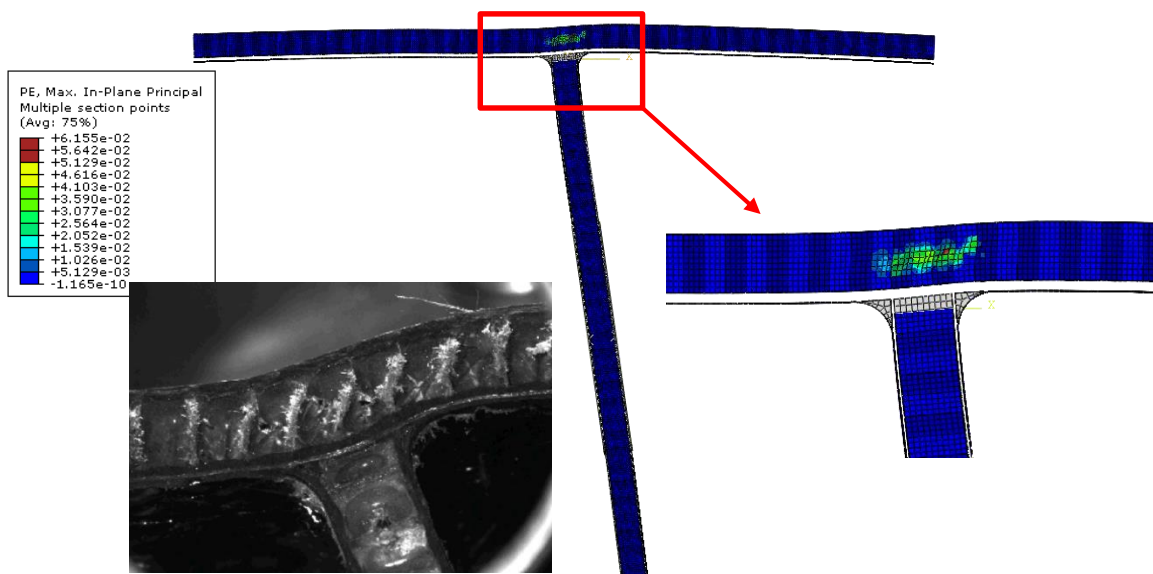


Figure IV-75 : Image de la déformée en fin de calcul à l'échelle 1 de l'éprouvette sollicitée en flexion avec un endommagement du nida de la peau

#### IV.6.3.3 Essais de traction

L'influence des conditions limites sur les résultats des calculs est dans ce cas également primordiale. Le voile étant monté dans un mors auto-serrant, un lien rigide est utilisé pour le représenter. Comme les mors sont lisses et faiblement serrés, il pourrait apparaître un déplacement de l'éprouvette à l'intérieur. Toutefois, les observations effectuées lors des essais n'ont pas mis en évidence de glissement (IV.5.4.2). Des mors en contact avec la peau sont définis dans un premier temps. La rigidité de l'éprouvette est alors 50 % inférieure à la valeur expérimentale. La modification de la rigidité du nida montre une influence très faible sur la raideur. Des conditions aux limites rigides sont alors définies en accord avec l'hypothèse de blocage des déplacements dû à la géométrie évoquée lors de l'analyse des essais. Conformément aux observations des vidéos et des courbes représentatives des jauges, un déplacement latéral est imposé au voile afin de lui induire une flexion. Ce déplacement est appliqué en complément de la traction. Les courbes expérimentales de la force en fonction du déplacement traverse de la Figure IV-76 sont corrigées afin d'enlever le pied de la première boucle. La rigidité du modèle numérique est très proche de la valeur expérimentale, l'écart

est inférieur à 5 % puis augmente vers 200 N. L'inflexion de la courbe due à l'endommagement intervient à une charge plus élevée dans le modèle numérique. De plus, cette inflexion est plus faible que celle mesurée expérimentalement.

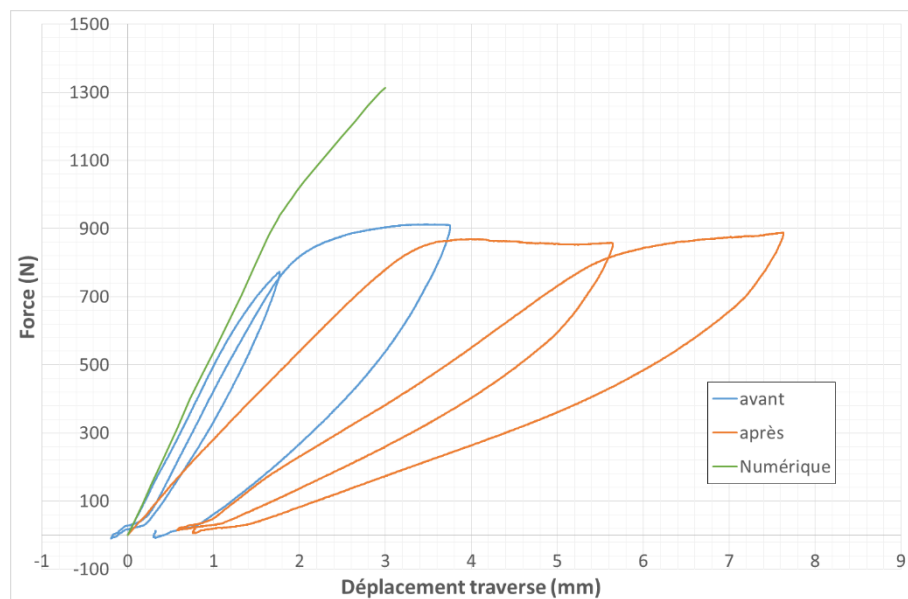


Figure IV-76 : Courbes représentatives des de la force en fonction du déplacement traverse de l'essai interrompu de Tr2 et calculée numériquement

Les valeurs de déformation numérique sont également prises au point d'intégration de l'élément le plus proche du centre de la grille de la jauge. La corrélation entre les jauges de la peau 'pa' et 'pn' et le modèle numérique est très bonne. L'allure des courbes numériques et expérimentales est quasiment identique jusqu'à l'inflexion. Contrairement à la courbe force-déplacement, cette inflexion intervient au même niveau de charge que lors des essais. Elle se déroule sur un intervalle restreint de force et le changement de pente est réduit par rapport à l'expérimental. La corrélation entre les jauges du voile 'va' et 'vn' est également satisfaisante. La jauge de la peau 'pe' présente un écart significatif de pente et, l'inflexion due à l'endommagement augmente la pente alors que le phénomène inverse intervient expérimentalement.

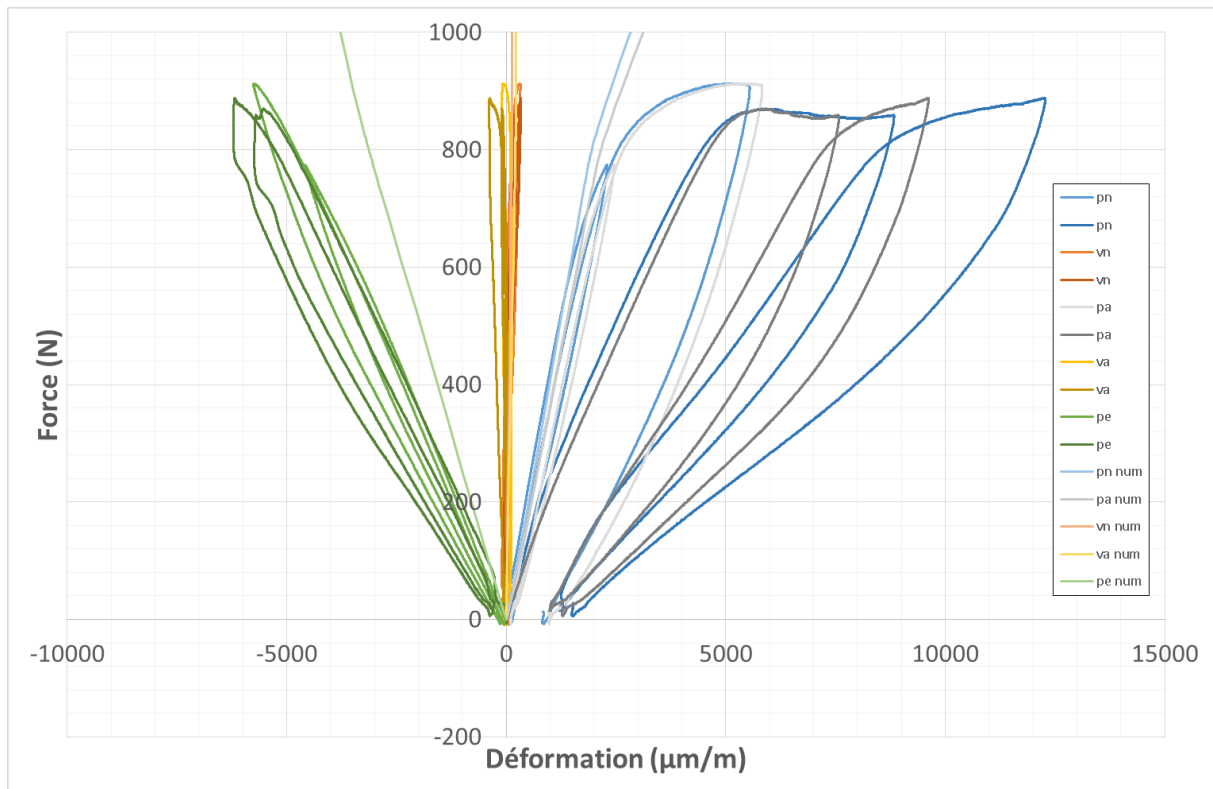


Figure IV-77 : Courbes représentatives des déformations mesurées par les jauges de l'éprouvette Tr2 et calculées numériquement

Le lien rigide des conditions aux limites de la peau est appliqué uniquement sur la semelle intérieure, c'est-à-dire la semelle du bas de la Figure IV-78. Cette définition libère le déplacement de la peau supérieure et autorise le cisaillement du nida à l'intérieur des mors. Etant donné la localisation de l'endommagement dans l'éprouvette et la représentativité du modèle, la traction imposée au voile est bien transmise dans la peau. Cette traction et les conditions aux limites produisent un mode de flexion de la peau. Les courbes représentatives des jauges indiquent que la rigidité du voile est bien retranscrite par le modèle comme la déformée de la semelle inférieure à proximité de la liaison. L'écart observé sur la jauge 'pe' montre une limite de la modélisation. La valeur plus faible indique que la semelle extérieure subit moins de flexion numériquement qu'expérimentalement. Une souplesse trop grande en traction du nida est probablement responsable de cette différence.

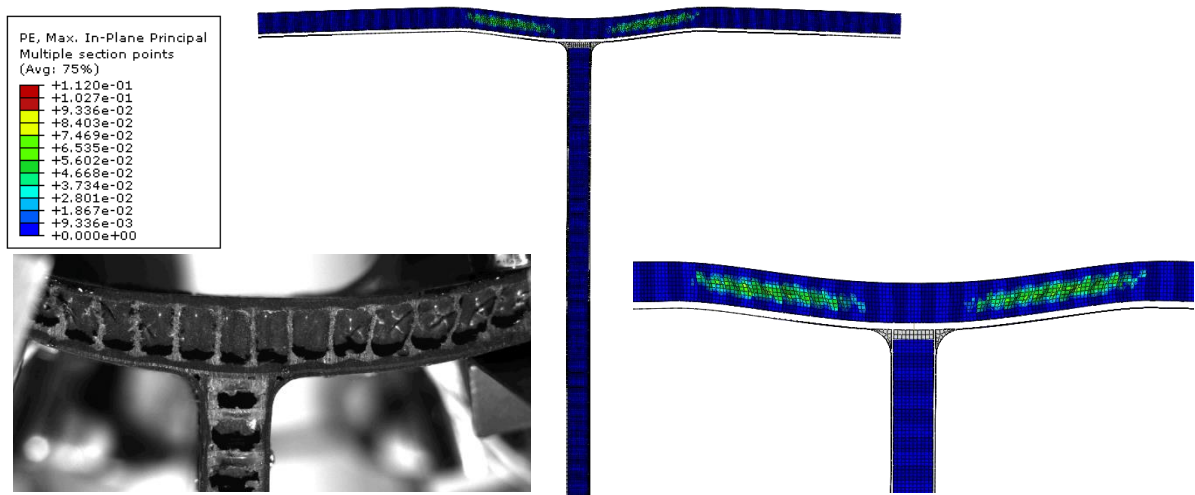


Figure IV-78 : Déformée de l'éprouvette en fin de calcul avec la mise en évidence de son endommagement

L'inflexion des courbes correspond à l'apparition et la progression de l'endommagement du nida par cisaillement. Ces dommages interviennent dans les mêmes parois de cellule numériquement et expérimentalement (Figure IV-78). L'endommagement apparait à une charge équivalente, la Figure IV-79 indique par des cercles rouges les premières marques visibles sur la vidéo vers 730 N. Le modèle numérique prédit la première plasticité signe de dommages à l'incrément qui correspond à 731 N. La progression est ensuite similaire, les cellules touchées en premier se détériorent puis l'endommagement s'étend rapidement aux cellules voisines. Pour ce mode de sollicitation la faiblesse de l'inflexion est imputée au même phénomène que précédemment : le dommage n'engendre pas assez de perte de rigidité.

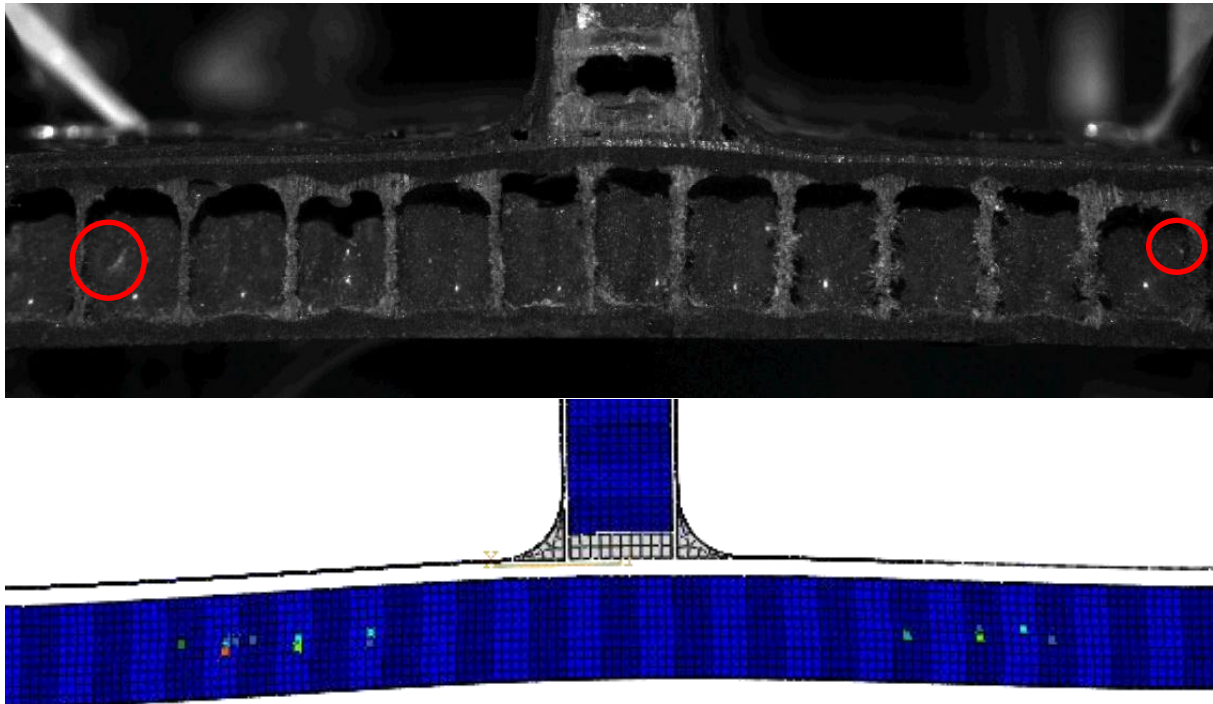


Figure IV-79 : Corrélation de l'apparition des premiers endommagements dans le modèle numérique (731 N) et lors de l'essai de l'éprouvette Tr2 (730 N)

#### IV.6.3.4 Limitations

La précision du modèle numérique est entachée par les hypothèses simplificatrices utilisées lors de sa construction et les méconnaissances du comportement des matériaux :

- Le nida est très complexe, sa géométrie et ses propriétés sont variables d'une paroi/cellule à une autre. Un travail supplémentaire de mesure et d'identification est nécessaire pour améliorer la modélisation du comportement et de son endommagement.
- Les conditions aux limites sont simplifiées par la définition des liens rigides et du contact. Le coefficient de frottement est choisi arbitrairement, la modélisation des outillages ne tient pas compte du serrage des outillages et sous-estime donc le frottement. La rigidité du modèle est extrêmement sensible aux conditions limites.
- La liaison voile-peau sous-estime la zone d'influence du collage du voile. Les tomographies montrent que plusieurs cellules sont en partie remplies de résine. L'interface de colle définie dans le modèle est trop localisée comparativement aux éprouvettes.

- La forme de l'interface de colle entre le nida et les semelles est simplifiée. L'épaisseur de ce film qui existe sur l'ensemble de la surface n'est pas considérée et les ménisques sont grandement simplifiés.
- L'ondulation des plis et la variation du taux de fibres ne sont pas prises en compte du fait de la complexité de l'identification et de la modélisation de ce phénomène.
- Les congés ont une représentation simplifiée, les propriétés du matériau sont approchées et les porosités ne sont pas modélisées.
- Bon nombre de défauts observés aux tomographies ne sont pas considérés. C'est notamment le cas de la cloque dans la peau au niveau du voile, des défauts de collage du nida de la peau et des déformations des cellules de la peau au niveau du voile.

Les limitations du modèle utilisé pour les corrélations avec les résultats expérimentaux sont nombreuses. Ces limitations sont majoritairement dues à des hypothèses simplificatrices de la géométrie réelle très complexe. Toutefois, ces corrélations montrent le potentiel du modèle à représenter le comportement de la liaison voile-peau ainsi que les premières phases d'endommagement. Le modèle met également en évidence la cinématique de la rupture en cisaillement du nida sollicité dans le sens de la largeur. Les parois simples, les plus faibles, se déchirent sous le chargement ce qui laisse libre la flexion des parois doubles. Celles-ci ne subissent alors pas d'endommagement malgré un cisaillement très élevé des cellules. Les corrélations entre les résultats numériques et expérimentaux améliorent la compréhension du comportement et fournissent notamment une première approche de la répartition des efforts et des déformations au sein de la liaison. Cette analyse permet d'identifier les paramètres les plus sensibles du modèle afin de définir les axes d'amélioration à privilégier. Les propriétés élastiques et l'endommagement du nida pilotent le comportement des éprouvettes. Les hypothèses simplificatrices posées lors de la construction du modèle provoquent une erreur dans la représentation du comportement mécanique du nida. L'importance du nida dans le comportement de la liaison voile-peau requiert l'approfondissement de la modélisation du nida afin de perfectionner le modèle complexe. Les conditions aux limites modifient également fortement la réponse du modèle. Un travail sur leur représentativité est nécessaire en complément de l'amélioration du nida. L'ondulation des plis a une influence plus réduite sur le comportement notamment à partir des premiers stades d'endommagement. L'identification d'une valeur moyenne macroscopique à partir des résultats expérimentaux permet une prise en compte suffisante de ce phénomène. La modélisation des ménisques de colle à l'aide de bandes dans lesquelles l'adhésif est représenté est satisfaisante. La définition de plus de bandes permettrait une prise en compte plus précise de ces ménisques. Le matériau de remplissage des congés et les défauts non modélisés visibles sur les tomographies ne montrent pas d'influence évidente sur le comportement de la liaison voile-peau. Ces paramètres nécessitent un travail approfondi pour perfectionner le modèle complexe. Cependant établir un modèle prédictif de ce genre de liaison en T est tout à fait atteignable, ce qui constituerait une excellente schématisation virtuelle paramétrable.

#### IV.6.4 Création d'un modèle simplifié d'intégration

L'objectif de ce travail est de réaliser un modèle prédictif de la voilure caisson. Comme nous l'avons souligné, un modèle tridimensionnel représentatif de la microstructure et de l'endommagement est beaucoup trop lourd pour une structure aussi grande qu'une aile. Une modélisation simplifiée doit donc être définie afin de permettre une schématisation suffisamment précise du comportement de la structure et un coût de calcul réduit afin de permettre une utilisation dans le milieu industriel. Lorsque les structures sont constituées de matériaux composites et qu'elles sont élancées comme l'est une aile d'avion léger, les modèles en coques présentent un bon compromis entre le temps de calcul et la représentativité. Le modèle simplifié est donc basé sur l'utilisation de coques pour l'intégralité du modèle. Celui-ci se décompose en deux parties distinctes d'un point de vue mécanique. Tout d'abord, l'aile est constituée de panneaux sandwichs qui forment la peau et les voiles. Ces panneaux ont un comportement de coque avec un champ de contrainte intervenant majoritairement dans le plan. Un modèle en coque stratifiée avec les lois de comportement développées est alors à même de représenter le comportement de ces panneaux. La seconde partie correspond aux liaisons qui existent entre les voiles et la peau de l'aile caisson. Comme cette zone possède une microstructure complexe et tridimensionnelle, la cinématique est impossible à représenter avec un modèle en coque. Une schématisation spécifique est alors développée afin de prédire le comportement des liaisons dans un modèle de structure.

##### IV.6.4.1 Modélisation en coque

La technique de représentation du comportement de la liaison est mise au point avec la géométrie des éprouvettes technologiques. Les paramètres de la méthode sont identifiés à partir de ces éprouvettes et des résultats expérimentaux. La métrologie mise en place lors des essais permet de caractériser précisément le comportement des éprouvettes et plus particulièrement de la liaison. Les essais engendrent des modes 'pures' contrairement à ce qui intervient dans l'aile caisson. Ces éprouvettes constituent la base pour paramétrer le modèle.

Le modèle construit est composé uniquement de coques qui représentent l'intégralité des sections, c'est-à-dire le voile et la peau. Ces coques sont donc des sandwichs formés de plis de composites carbone-époxy et d'un nida. Sur une aile ce modèle simplifié de coque offre une bonne représentativité étant donnée la dimension des panneaux comparativement à l'épaisseur. Cependant dans le cas des éprouvettes, les élancements sont beaucoup plus faibles, la précision des calculs pourrait être plus faible. Plus précisément, la théorie des coques définit une évolution linéaire du cisaillement dans la direction hors plan ce qui n'est pas le cas pour un sandwich avec un fort écart de rigidité entre les peaux et le cœur. Ce modèle de coque simple est également incapable de prendre en compte les différents défauts géométriques observés par tomographie.

Afin de valider la bonne représentativité du modèle de coque simple, un essai de flexion 3 points est effectué sur une section issue d'un IPN. Les éprouvettes sont prélevées dans une poutre ayant un défaut de fabrication, celle-ci n'a donc pas subi d'essai. La provenance des éprouvettes assure une fabrication et des caractéristiques microscopiques identiques aux sections réelles. Cet essai de flexion 3 points est réalisé sur une machine de traction Zwick Z100. L'éprouvette est chargée par des appuis cylindriques de diamètre 14,5 mm avec une portée totale de 100 mm. L'essai est piloté en déplacement traverse à une vitesse de 5 mm/min. Lors de l'essai, le comportement est tout d'abord

linéaire puis une forte inflexion de la courbe intervient avec l'apparition de cloques dans les parois de cellule du nida. Elles sont rapidement suivies par des bandes de cisaillement et le déchirement des cellules du nida comme le montre la Figure IV-80.

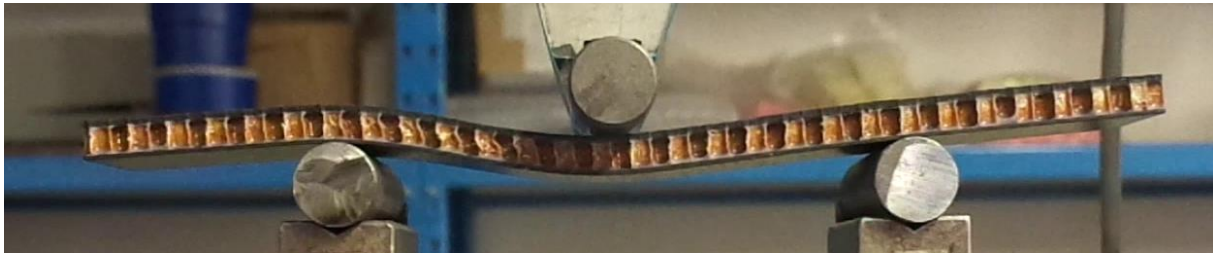


Figure IV-80 : Photo de l'essai de flexion 3 points après l'apparition d'un endommagement par cisaillement dans le nida

Cet essai est utilisé afin de vérifier le bon rendu de la rigidité du sandwich par un modèle en coque. Seules les propriétés du nida et les rigidités de cisaillement transverse sont paramétrées dans le modèle. Un modèle est construit pour représenter l'essai avec une schématisation explicite des rouleaux (Figure IV-81). Seule la moitié de l'éprouvette est schématisée, une condition de symétrie est imposée au niveau de l'appui central. Ce choix ne permet pas de modéliser la dissymétrie de l'endommagement. La théorie de coque utilisée nécessite la définition de rigidités de cisaillement transverse qui régissent la raideur de la coque. Il n'est pas possible de modifier leur valeur en cours de calcul. Il n'est donc pas envisageable avec cette modélisation de prendre en compte un endommagement de ce type. Toutefois, seule la partie linéaire est utilisée pour identifier le module d'élasticité en flexion.

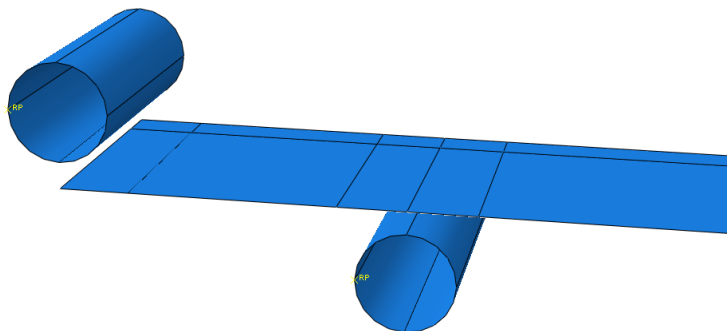


Figure IV-81 : Modèle numérique de flexion 3 points en coque avec appuis cylindriques rigides

Les rigidités de cisaillement transverse se calculent à partir de l'empilement et des propriétés mécaniques de chaque pli. Avec ces valeurs, le graphique de la Figure IV-82 montre que le modèle est trop souple (courbe verte). Cet écart s'explique par les simplifications faites lors de la création du modèle. En plus de la modélisation en coque, l'épaisseur de colle qui existe sur toute la surface des peaux n'est pas considérée. La difficulté concernant les propriétés mécaniques du nida est à nouveau soulevée. Les valeurs sont issues de la littérature et de la fiche fabricant [GOR07] [FOO07] mais ces valeurs ont été obtenues sur un nida seul. La raideur apportée par le nida dont les parois sont collées est, à priori, différente de celle du nida seul. Une correction de 6 % est apportée sur le coefficient K11 du cisaillement transverse, correspondant à la rigidité de cisaillement G13. Elle donne une très bonne corrélation sur la partie linéaire du comportement. La modélisation en coque avec des rigidités de cisaillement transverse corrigées assure un bon rendu de la cinématique du sandwich jusqu'à l'endommagement par cisaillement du nida. Cette méthode est alors utilisée pour la création du modèle macroscopique de la liaison et du modèle complet de la voilure.

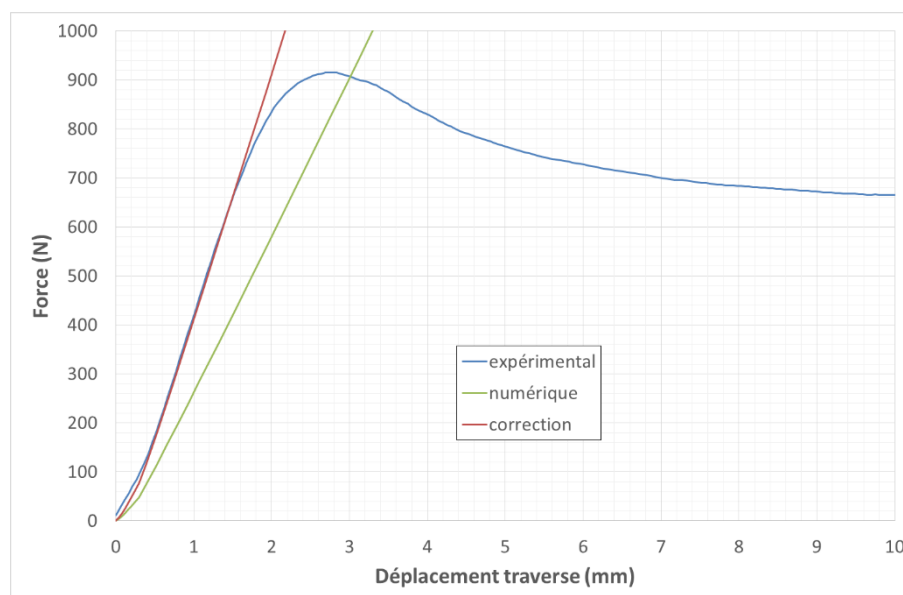


Figure IV-82 : Courbes de corrélation de l'essai de flexion 3 points, en vert courbe numérique sans correction, en rouge courbe numérique corrigée

#### IV.6.4.2 Schématisation de la liaison

La jonction entre le voile et la peau de la voilure caisson possède un comportement tridimensionnel que des coques ne peuvent représenter. Le lien entre les différentes coques qui composent les modèles est alors réalisé avec des connecteurs. Cette méthode présente plusieurs avantages dans le cadre d'un calcul prédictif de structure. Tout d'abord, les connecteurs sont rapides à mettre en place en grand nombre dans un modèle numérique. Ensuite, le comportement mécanique de ces connecteurs peut être défini comme élasto-plastique endommageable. Pour finir, les connecteurs ajoutent peu de degrés de liberté supplémentaires au modèle ce qui limite fortement l'augmentation du temps de calcul pour une amélioration sensible du caractère prédictif du modèle. Un écartement moyen des connecteurs est choisi afin de pouvoir répartir au maximum la transmission des efforts sur l'envergure de l'aile et limiter le nombre de connecteurs sur la structure. Cet écartement évite les concentrations de contraintes tout en conservant un temps de calcul réduit. Les connecteurs assurent une transmission discrète des efforts, la répartition choisie doit permettre d'approcher la transmission réelle qui est continue. Le principal avantage des connecteurs est que leurs propriétés sont découplées entre leurs degrés de liberté. Leur utilisation autorise la représentation de l'ensemble des modes de sollicitation que la liaison est susceptible de rencontrer en service. De plus, les propriétés mécaniques des connecteurs sont choisies à partir des corrélations avec les essais ainsi, l'influence des défauts géométriques sur le comportement des éprouvettes peut être intégrer à travers la loi de comportement globale des connecteurs.

Les propriétés mécaniques élastiques des connecteurs sont liées à leur longueur. Le choix de la surface de référence et de l'écartement initial pour l'application des connecteurs constitue alors la première étape. En effet, les coques offrent la possibilité de définir l'emplacement de la matière par rapport à la surface de référence cinématique (surface de définition des degrés de liberté en déplacement), surface qui est visualisée dans le logiciel d'éléments finis. La longueur des connecteurs doit être représentative de la liaison réelle. La Figure IV-83 regroupe les différentes possibilités de représentation offertes par les coques. Le premier schéma montre la microstructure réelle avec en

bleu les renforts en composite carbone-époxy entre lesquels se trouve l'âme en nid. Les trois autres schémas montrent l'évolution de la longueur des connecteurs en fonction de la représentation. Dans ces schémas, la surface de référence cinématique est symbolisée par le segment rouge et les connecteurs le sont par les pointillés verts. Le schéma de la microstructure réelle montre que la liaison entre le voile et la peau provoque une modification de la géométrie très locale. Seule cette portion doit être modélisée à l'aide des connecteurs, la représentation est alors choisie afin que la surface de référence induise une longueur correspondant à cette portion. Le modèle est donc construit sur la base du schéma appelé « bottom ».

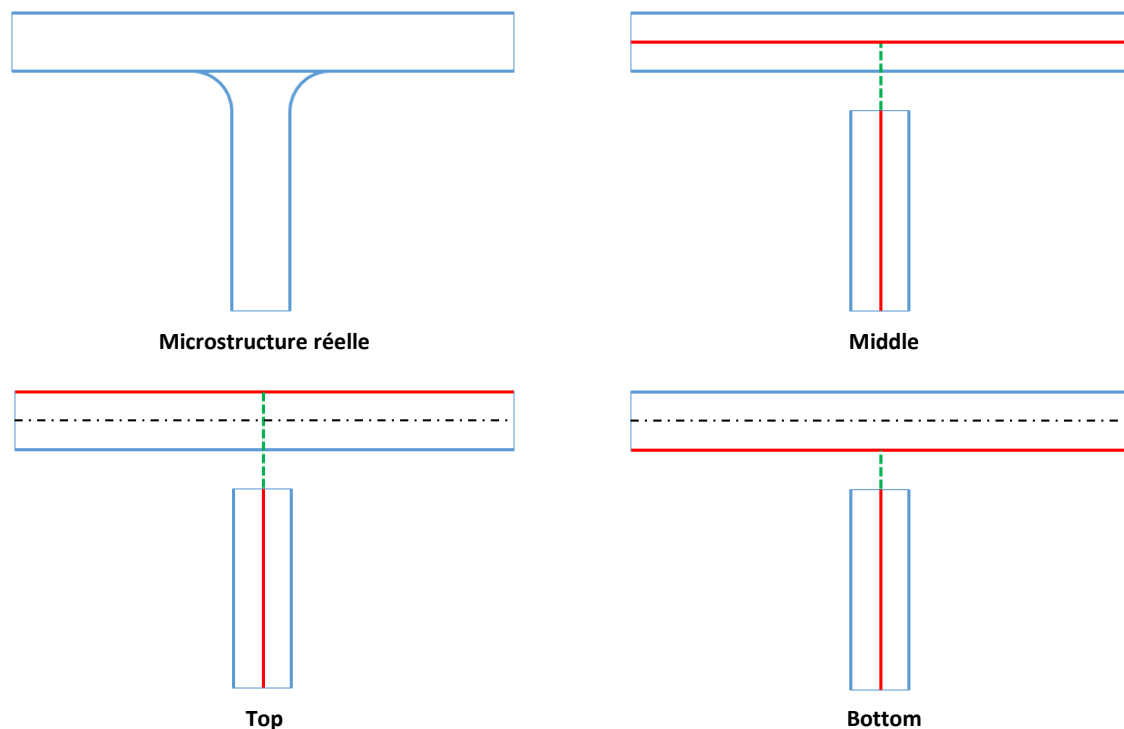
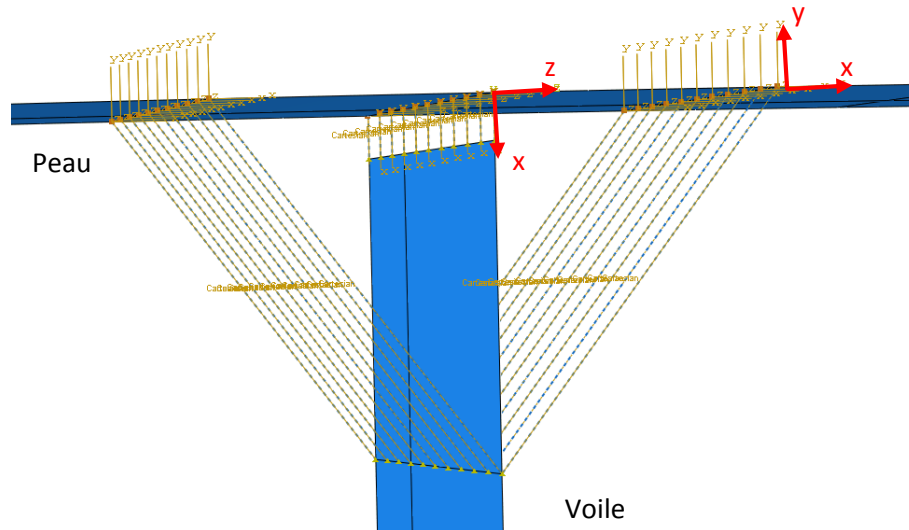


Figure IV-83 : Schématisation du choix de la surface de référence du sandwich avec des coques pour la création du modèle simplifié

La méthode la plus simple pour réaliser la liaison est d'utiliser un unique connecteur disposant de rigidités selon les six degrés de liberté. Le fonctionnement des connecteurs n'est pas satisfaisant lorsqu'ils sont sollicités en torsion. Une solution avec trois connecteurs est alors conçue. Elle se compose d'un connecteur vertical entre la peau et le voile et d'un connecteur oblique de part et d'autre du voile comme le montre la Figure IV-84, ils schématisent le rayon de raccordement. Les connecteurs sont créés entre deux nœuds du modèle. Cette disposition est ensuite répétée à intervalle régulier sur la largeur des éprouvettes technologiques. La répartition des connecteurs crée de la rigidité en torsion et réduit fortement les concentrations de contraintes à proximité des nœuds d'attache. Une rigidité est imposée à seulement deux degrés de liberté pour chaque connecteur. Les autres degrés de liberté sont laissés libres. La rigidité selon les axes y et z est définie pour les connecteurs verticaux (cf repère local de la Figure IV-84). Les déplacements de l'extrémité du voile sont ainsi limités par rapport à la peau. La présence de la colle et des congés de raccordement assure cette fonction dans les éprouvettes. Les connecteurs obliques possèdent une rigidité selon x et y. La raideur selon x régit la flexion du voile par rapport à la peau, la rigidité selon y pilote la traction. L'axe oblique des connecteurs permet de tenir compte de l'épaisseur du voile et des congés de raccordement. Ces composants géométriques procurent une assise au voile que la coque ne peut

représenter. La position sur la peau des nœuds d'attache est alors choisie en fonction des dimensions de cette assise. La position sur le voile est choisie pour obtenir une déformée satisfaisante en flexion. Une distance trop faible entre les connecteurs du voile crée un grand bras de levier au niveau des connecteurs obliques. Ce bras de levier induit un effort hors plan et une cassure dans la déformée du voile. La définition des rigidités selon ces axes limite au maximum les couplages des propriétés entre les différents modes de sollicitation de la liaison.



**Figure IV-84 : Modèle numérique simplifié de la liaison construit à partir de coques et de connecteurs**

#### IV.6.4.3 Identification des paramètres

La voilure ne doit pas atteindre un stade très élevé d'endommagement durant un vol par sécurité. A l'instar des modèles mésoscopiques, les propriétés des connecteurs ne sont identifiées que sur les premiers stades de l'endommagement.

La géométrie du modèle simplifié est issue des modèles mésoscopique. Le modèle macroscopique de la liaison T est donc constitué de deux coques reliées entre elles par les connecteurs précédemment définis. L'empilement réel est implémenté dans chaque coque. Le comportement des deux types de plis est schématisé par la loi développée dans les chapitres précédents. Celui du nida est linéaire élastique, les propriétés sont issus de la documentation fabricant et de la littérature [GOR07] [FOO07]. Les conditions aux limites sont imposées de la même manière que dans les modèles de corrélation. Ces modèles sont maillés uniquement avec des éléments quadratiques S8R.

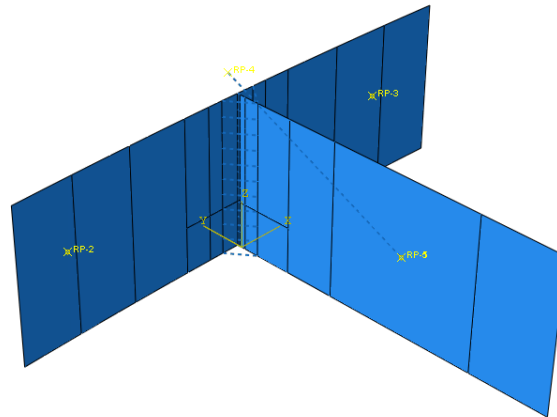


Figure IV-85 : Vue globale du modèle simplifié de flexion

Les propriétés des connecteurs sont identifiées par corrélation avec les essais sur les éprouvettes technologiques. A l'avenir, elles pourront l'être directement sur les éprouvettes mésoscopiques virtuelles. Ces essais ont montré que la liaison a été très peu affectée par l'endommagement au niveau de l'interface entre le voile et la peau et dans les congés de raccordement. Les propriétés des connecteurs verticaux sont alors définies en élasticité linéaire. En revanche, l'endommagement a fortement modifié le comportement à proximité de la liaison. Des propriétés élasto-plastiques sont identifiées pour les connecteurs obliques. Aucun endommagement n'est ajouté au comportement des connecteurs. Le nombre de charge-décharges effectué lors des essais ne suffit pas à déterminer une loi pour le paramétrer. La Figure IV-86 regroupe les graphiques qui représentent les courbes de corrélation des modèles simplifiés. La modélisation et le comportement des connecteurs sont identiques pour l'ensemble des cas.

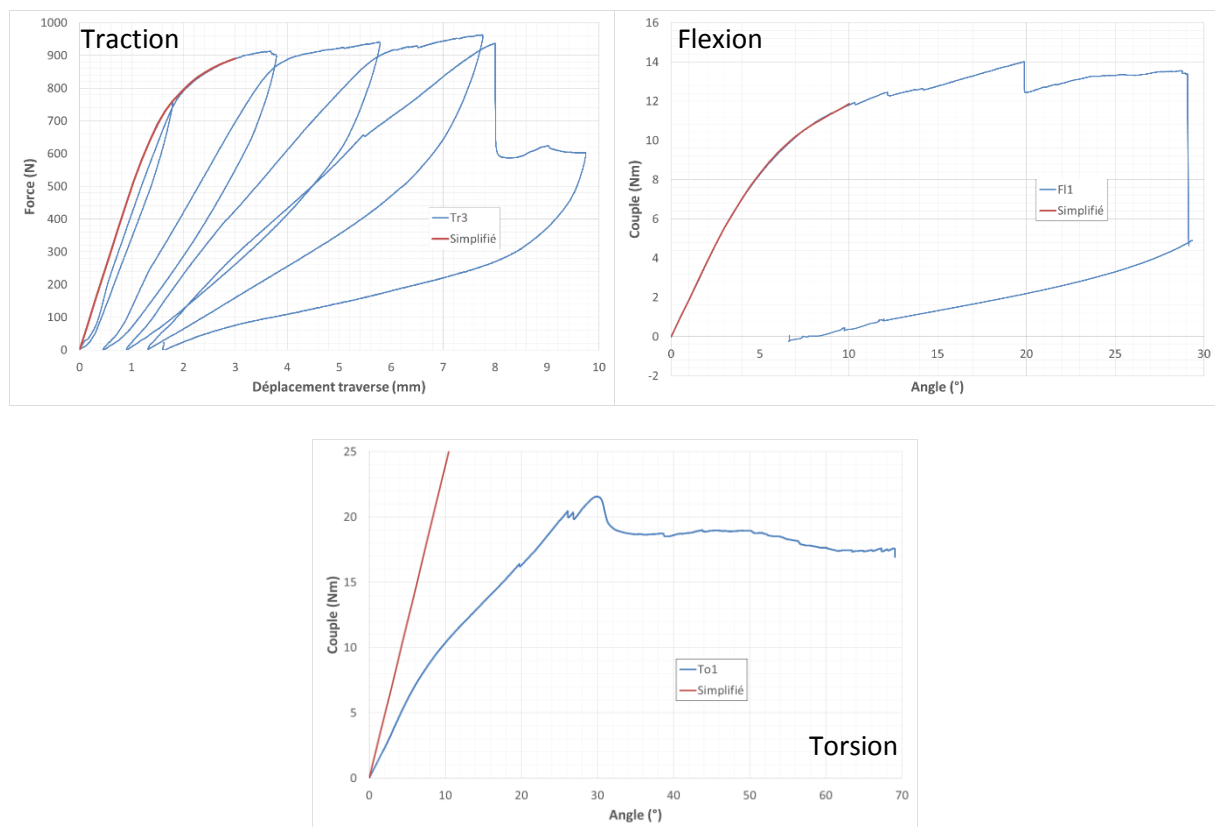


Figure IV-86 : Graphiques des courbes expérimentale et numérique des éprouvettes technologiques

La modélisation utilisée avec cette disposition des connecteurs implique un couplage fort entre la flexion et la torsion. Il n'existe pas de couple de propriétés qui permettent une bonne corrélation pour ces deux sollicitations. Dans la voilure, la torsion intervient très peu comme l'indique le Tableau IV-2, à l'inverse la flexion est un mode important donc nous avons choisi les propriétés pour que la corrélation soit particulièrement bonne dans ce mode de flexion. En raison de ce choix, l'écart entre les courbes expérimentale et numérique en torsion est grand. L'inflexion de la courbe due à l'endommagement n'est pas captée non plus. Des améliorations pourraient être apportées en travaillant sur la loi de comportement du nida ou des connecteurs obliques.

Les courbes expérimentales et du modèle simplifié sont pratiquement superposées en traction et en flexion. Cela démontre une balance satisfaisante entre les propriétés des connecteurs et du nida. Le modèle simplifié représente donc bien le comportement des éprouvettes lors des essais. Ce modèle possède également des rigidités quasiment identiques au modèle mésoscopique jusqu'aux premiers stades d'endommagement, excepté en torsion. La comparaison est uniquement valable à l'échelle macroscopique, le modèle n'étant pas représentatif localement au niveau de la liaison. De plus, le modèle macroscopique n'intègre pas d'endommagement, il n'est capable de représenter qu'un chargement statique. La bonne comparaison entre les modèles macroscopique et mésoscopique est encourageante pour la création d'un outil numérique de prédiction du comportement de ce type de liaison.

#### IV.6.4.4 Validation du modèle simplifié

Un modèle macroscopique utilisant ces connecteurs est construit pour représenter l'essai de flexion 4 points dans un but de validation de la modélisation simplifiée. Ce modèle permet de mettre en condition les connecteurs avant de les intégrer dans un modèle de voilure. Le voile et les peaux sont modélisés par des coques, les parties sous les appuis sont renforcées ce qui modifie la raideur des coques et de la liaison dans les zones de contact avec les rouleaux. Les propriétés des connecteurs ne sont pas adaptées à ces zones des éprouvettes. La liaison voile-peau est définie avec les connecteurs dans la partie centrale de l'éprouvette. Les liaisons intrados et extrados entre le voile et les peaux sont définies avec des connecteurs. La continuité des coques est assurée dans le reste des liaisons du modèle. Les autres caractéristiques du modèle sont strictement identiques au modèle de dimensionnement du paragraphe IV.3. Les dimensions sont corrigées avec les mesures effectuées sur l'éprouvette. La méthode d'implémentation des connecteurs ainsi que les lois élasto-plastiques qui régissent leur comportement sont strictement identiques à celles des modèles simplifiés (voir IV.6.4.3).

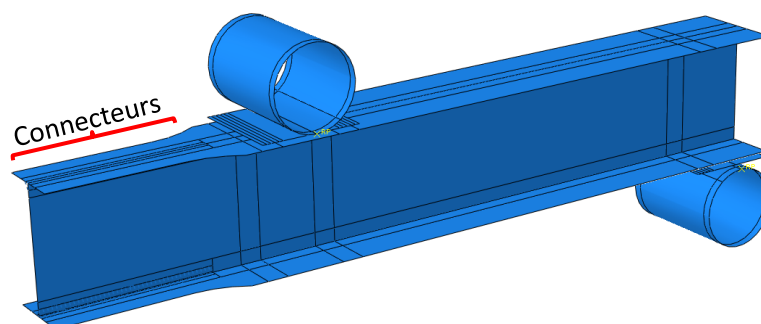
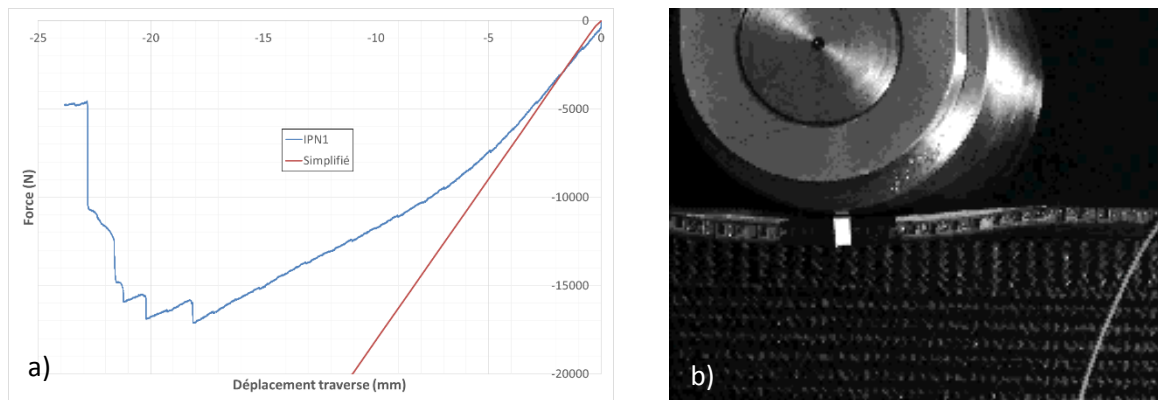


Figure IV-87 : Modèle de flexion 4 points avec intégration des connecteurs dans la partie centrale de l'éprouvette sur les liaisons intrados et extrados

La rigidité du modèle numérique est environ 17 % supérieure à celle mesurée lors de l'essai monotone de l'éprouvette IPN1. Cet écart de raideur s'explique en partie par le phénomène déjà soulevé lors de la création du modèle complexe : l'ondulation des plis à l'intérieur des cellules du nida et la variation du taux de compaction. La correction effectuée sur le coefficient de cisaillement transverse a nettement amélioré le comportement en flexion. Dans cet essai de flexion 4 points, la rigidité de cette structure élancée provoque une très faible flexion des peaux, le comportement est essentiellement piloté par la raideur de traction/compression du sandwich. L'écrasement sous les appuis est également mal représenté par ce modèle numérique. Or son influence sur la réponse de l'éprouvette est très sensible. Il est notamment responsable de l'inflexion visible sur la courbe expérimentale de la Figure IV-88 vers 8 000 N.



Un écart est observé sur les déformations entre le modèle numérique et les mesures expérimentales. La dissymétrie du comportement est surévaluée par le modèle, l'écart est alors réduit à 13 % sur la peau extradados et augmenté à 22 % à l'intradados. Cette dissymétrie entre les peaux intrados et extradados existe également sur le champ de contrainte dans le voile. L'image du haut de la Figure IV-90 montre la contrainte dans l'axe des fibres de l'Ud vertical. La contrainte à l'intradados est environ 10 % inférieure à celle à l'extradados. Cette contrainte possède une évolution selon l'envergure (largeur de l'image) différente. Ce phénomène s'explique par la présence de l'appui sur la droite de l'image. L'introduction de l'effort local et la déformée de l'éprouvette sont mal représentées par ce modèle en coque ce qui perturbe le champ de déformation, donc de contrainte.

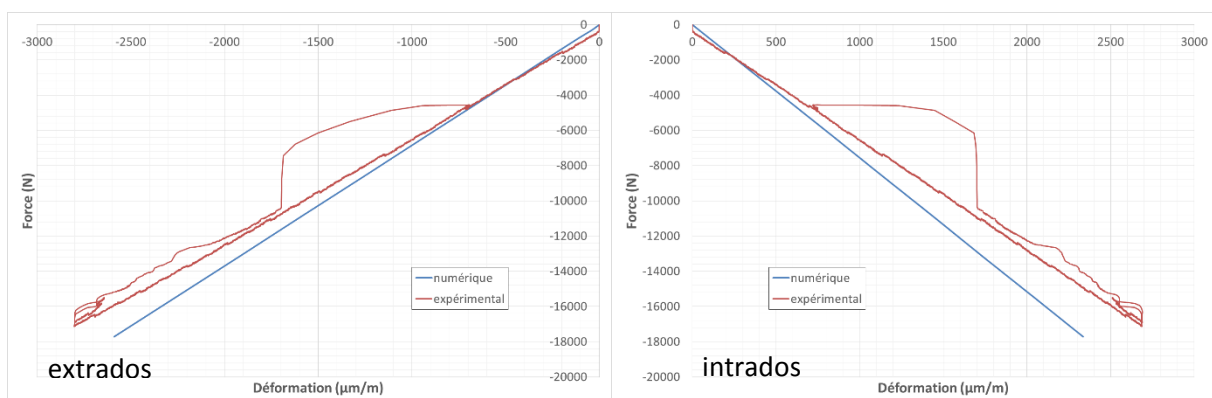


Figure IV-89 : Comparaison numérique-expérimental de la déformation des jauges collées à l'intradados et à l'extradados au centre de l'éprouvette

Les deux images de la Figure IV-90 montrent le champ de contrainte dans le voile calculé sur l'éprouvette de flexion 4 points et de liaison en T sous traction. Les valeurs de la contrainte au niveau de la sur-stratification sont très proches dans les deux modèles. Dans le cas de la semi-structure en T, l'image est prise à l'arrêt du calcul, c'est-à-dire à un niveau d'endommagement de la liaison déjà élevé. Dans le cas de l'IPN, l'image est prise à une charge supérieure à la charge à rupture mesurée à l'essai. Malgré cette charge élevée et des contraintes équivalentes, l'effort supporté par les connecteurs est très faible, bien inférieure à limite élastique. La corrélation numérique-expérimentale montre que le chargement des connecteurs est découplé de celui des plis du voile. La flexion globale de l'aile charge en traction/compression les plis tissés du voile. Le cisaillement entre les plis du voile induit la traction identifiée dans la voilure.

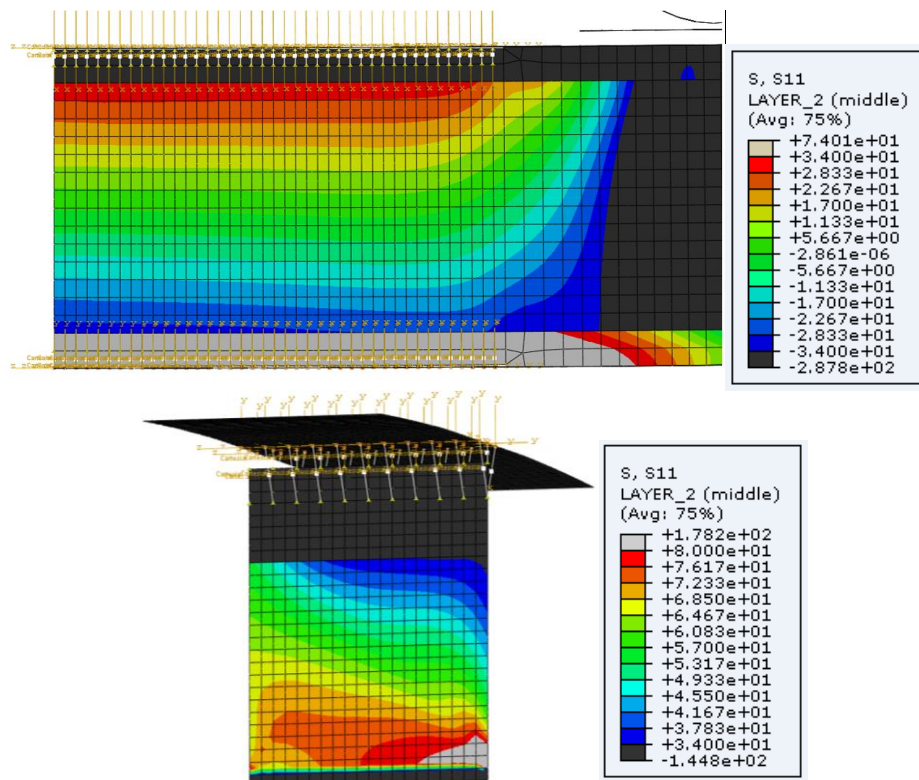


Figure IV-90 : Champ de contrainte dans le pli Ud vertical du voile, en haut sur le modèle de flexion 4 points, en bas sur le modèle simplifié de traction

La déformée de l'éprouvette n'est pas perturbée par la mise en place des connecteurs dans l'éprouvette de flexion 4 points. Leur présence favorise néanmoins l'apparition d'un phénomène de flambage à un niveau de charge élevé. La précision du modèle est limitée par le manque de représentation des déformations locales au niveau des appuis. Toutefois, le comportement de la zone centrale est bien prédit par le modèle. L'intégration des connecteurs confirme que les contraintes élevées identifiées dans le modèle de voilure sont issues de la flexion globale. Ces efforts ne transitent pas à travers la liaison voile-peau.

## IV.7 Conclusion

Le comportement mécanique d'une voilure caisson est complexe. Afin d'améliorer la connaissance de ce type de structure et permettre d'améliorer dans un second temps la prédiction des simulations, des liaisons en T sont étudiées. Ces liaisons sont les points clés du comportement et sont

également la partie la plus méconnue de l'aile. Tout d'abord, l'analyse du modèle de dimensionnement de la voilure caisson a mis en évidence trois modes de sollicitation de la liaison. Une géométrie a été définie pour créer des éprouvettes représentatives. Une étude paramétrique a ensuite été réalisée afin de concevoir des renforcements locaux et quantifier l'influence de paramètres géométriques sur le comportement de la liaison. La comparaison entre ces éprouvettes et les modes identifiés dans la voilure montre que la flexion de l'aile influence fortement le comportement à proximité de la liaison. Une éprouvette de flexion 4 points est conçue pour appréhender cet effet de flexion et doit servir de validation du modèle. Une méthodologie et une métrologie ont été développée afin d'identifier la cinétique d'endommagement des semi-structures. Plusieurs défauts des outillages ont été mis en évidence et ont perturbé le déroulement prévu des essais. Néanmoins, les essais sont répétables pour chaque mode de sollicitation. Les défauts n'ont pas fortement perturbés les mesures, la cinétique d'endommagement a pu être observée sur chaque essai. Les premiers stades de l'endommagement sont pilotés dans tous les essais par celui du nid d'abeille. A des niveaux de charge plus importants interviennent des ruptures de plis par fissuration transverse et des délaminages.

Un modèle mésoscopique est ensuite construit pour aider à la compréhension du comportement et de l'endommagement des liaisons en T. Ce modèle participe à l'identification des phénomènes notamment lors des phases d'amorçage que la métrologie ne permet pas toujours de visualiser et permet de quantifier les contraintes génératrices des phénomènes. La complexité de la géométrie du nid d'abeille et les simplifications réalisées pour sa modélisation réduisent la représentativité du modèle. Néanmoins, les corrélations avec les essais montrent le potentiel du modèle à représenter le comportement lors des premières phases d'endommagement. Même si la modélisation d'un état de dégradation supérieur n'est pas nécessaire dans le cadre de ce projet, le modèle offre un potentiel important, avec quelques travaux supplémentaires son degré de prédictivité pourrait être grandement amélioré. Il pourrait alors servir de modèle virtuel pour étudier de nouvelles configurations de liaison en T sans réaliser de campagne d'essais et servir de base pour élaborer des modèles macroscopiques représentatifs et utilisables à l'échelle d'une grande structure.

La sécurité du vol requiert la conservation d'une rigidité suffisante de la structure complète après un chargement critique afin de permettre le retour au sol. Un modèle simplifié macroscopique est finalement proposé pour intégrer le comportement de la liaison dans le calcul de voilure. La définition de ce modèle en joignant des coques par des connecteurs provoque un couplage entre les modes de torsion et de flexion. Les connecteurs sont identifiés sur la base des essais sur les semi-structures en T, à l'avenir ils pourront l'être sur la base de modèles virtuels mésosocopiques des liaisons en T.

La flexion étant un mode d'une importance très supérieure à la torsion, les propriétés des connecteurs sont choisies de telle manière à reproduire parfaitement le mode de flexion, la représentativité en torsion n'est pas satisfaisante. Des améliorations devront être apportées. Malgré ces faiblesses, les lois élasto-plastiques des connecteurs offrent tout de même une bonne représentation du comportement des semi-structures dans les premiers stades de l'endommagement comme le montre la confrontation expérimental/numérique de l'essai de flexion 4 points. Cette confrontation confirme l'influence de la flexion globale dans le comportement à proximité de la liaison et la tenue de la liaison sous ces efforts.

La qualité de prédiction des modèles numériques doit être éprouvée et validée par l'intégration du modèle simplifié dans un modèle de voilure et en confrontant à un essai de qualification sur une aile caisson, ce qui fait l'objet d'un programme qui va débiter dans les mois à venir.

## V. Optimisation de l'aile

Ce chapitre traite de l'intégration du modèle macroscopique du comportement de la liaison en T dans un modèle de voilure afin de mieux appréhender son comportement global et local. La déformée de l'aile sous les efforts aérodynamiques en vol crée des chargements locaux dans les liaisons qui sont maintenant mieux schématisées. Plus précisément, le but atteint dans ce chapitre est d'améliorer la prédiction du comportement par la prise en compte des premiers stades de l'endommagement aussi bien dans les zones courantes courbes que dans les liaisons. La définition du modèle simplifié complet impose une modification importante du modèle de voilure précédent qui sera décrite dans la première partie de ce chapitre. Ensuite, la représentation du comportement de la liaison est intégrée uniquement dans les zones critiques de l'aile pour limiter la lourdeur du modèle. Finalement l'amélioration de la prédiction par l'intégration des lois de comportement des matériaux et de la liaison sera quantifiée et des pistes d'optimisation de la voilure seront proposées.

### V.1 Modification du modèle

Rappelons que la création du modèle macroscopique des liaisons en T a imposé la représentation schématique des éléments qui composent la liaison. Le choix est guidé par la longueur des connecteurs, notamment du connecteur vertical, qui contraint l'utilisation de la représentation 'bottom'. La surface de référence de la section est donc sur la face interne de la peau. Le modèle de voilure initialement construit utilise une représentation 'top', soit l'inverse du modèle simplifié. Ce choix avait été fait en rapport avec le mode de fabrication de l'aile. Celle-ci est formée par le vide et la pression dans un moule extérieur. C'est donc la surface externe qui fait figure de référence lors de la production. La modification de la surface de référence dans le modèle impose plusieurs modifications conséquentes.

Tout d'abord, le chargement du modèle numérique représente le chargement réel d'une aile d'avion. Il est donc appliqué par une pression variable sur toute la surface de la voilure. Cette répartition de pression est calculée sur le profil de l'aile. Dans le logiciel éléments finis Abaqus, le calcul de l'effort imposé par une pression est fait avec la surface de référence. Un changement de surface de référence induit donc un changement de la surface de la voilure sur laquelle la pression s'applique dans le modèle. Cela entraîne une modification de la résultante aérodynamique sur l'aile. La répartition de pression calculée au II.1.2 est alors corrigée avec le rapport entre la surface réelle de l'aile et la surface du modèle numérique.

Avant de procéder à la modification du modèle, la surface de référence doit être choisie en rapport avec les sections. L'aile est constituée de différentes sections dont les épaisseurs ne correspondent pas nécessairement. Deux solutions sont alors possibles : la première consiste à créer une géométrie avec la surface de référence correctement positionnées pour chaque section. Cette solution provoque des marches dans le modèle avec une discontinuité à chaque changement de section comme le montre le schéma de la Figure V-1. Ces surfaces doivent ensuite être reliées entre elles par des liens rigides. La seconde solution est de choisir une seule surface de référence pour la totalité de la voilure. Un décalage est ensuite calculé pour que les sections reforment bien l'enveloppe

extérieure de l'aile procurant ainsi des moments quadratiques corrects. Cette solution procure une meilleure continuité du modèle et limite le nombre de corrections à apporter à la répartition de pression. De plus, en cas de modifications des épaisseurs lors de l'optimisation de l'aile, des parties de l'aile n'ont pas besoin d'être redessinées. Elle est donc préférée à la première solution.

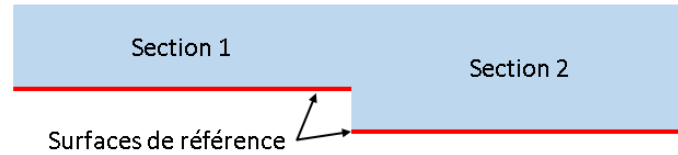


Figure V-1 : Schéma de la disposition en escalier de la surface de référence au changement de sections

La zone identifiée comme possédant les sollicitations les plus grandes se situe dans la section appelée « peau apex » (Figure II-17). Cette section a d'ailleurs été choisie pour la définition du chargement des semi-structures. La peau de l'apex est donc choisie comme épaisseur référence de toute l'aile dans le modèle. Une correction de la pression par tronçon est calculée pour le chargement de la voilure. Cette correction est approximative au niveau du bord d'attaque. Le point de référence pour le calcul de la pression se situe au bord d'attaque de l'aile. Or dans la géométrie modifiée, ce point n'appartient plus à l'aile. La correction par le rapport des surfaces est donc différente de l'effort réel. Le début des courbes de répartition de pression (Figure II-7) n'est alors plus considéré, seule la partie avec la pression la plus élevée est prise en compte. Le chargement corrigé est alors supérieur au chargement réel. Le décalage de la surface de référence impose également une modification de la géométrie au niveau du bord de fuite. Le décalage vers l'intérieur du profil réduit la corde d'environ 10 fois la taille du décalage visible entre les profils de la Figure V-2. Une partie du profil est alors manquante au niveau du bord de fuite. Une face plane est donc créée pour remplacer cette partie, elle permet d'appliquer la pression jusqu'au bord de fuite et de rajouter les plis qui existent à cette corde de l'aile.

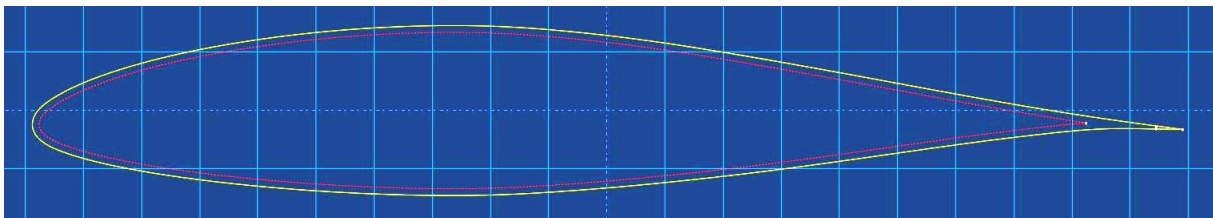


Figure V-2 : Schéma du décalage du profil, en jaune le profil initial de l'aile, en rouge le profil décalé

L'ensemble des sections et des renforts sont repris sur le modèle de dimensionnement du paragraphe II.3. Le chargement correspond au chargement corrigé de ce modèle, les conditions aux limites sont identiques. La densité du maillage est augmentée pour améliorer la forme des mailles notamment à proximité des connecteurs. Les propriétés des matériaux sont remplacées par la loi élasto-plastique endommageable développée au paragraphe III.6.3.

## V.2 Intégration du modèle macroscopique

Le modèle macroscopique des liaisons ajoute des degrés de liberté au modèle de voilure ce qui allongent le temps de calcul. L'utilisation de la loi de comportement matériau participe également à l'augmentation de ce temps. Afin de limiter l'accroissement, le modèle simplifié est intégré uniquement dans plusieurs zones identifiées comme les plus critiques pour les liaisons en T. Ces

zones sont choisies à partir des résultats du modèle de dimensionnement. La Figure V-3 montre la déformée à l'échelle 5 de l'aile caisson au niveau du saumon. Cette image indique une forte déformation par soulèvement du bord d'attaque. La modélisation en coque n'autorise pas une flexion importante au niveau de la liaison voile-peau ce qui explique la faible flexion locale. Le modèle macroscopique est alors intégré sur les deux liaisons du voile de bord d'attaque. L'identification des modes de sollicitation avait mis en évidence des maximums, notamment en traction, sur les liaisons {2,3,6,7} au niveau de l'emplanture de l'aile. Le modèle simplifié est alors intégré sur chacune de ces liaisons sur une longueur de 300 mm.

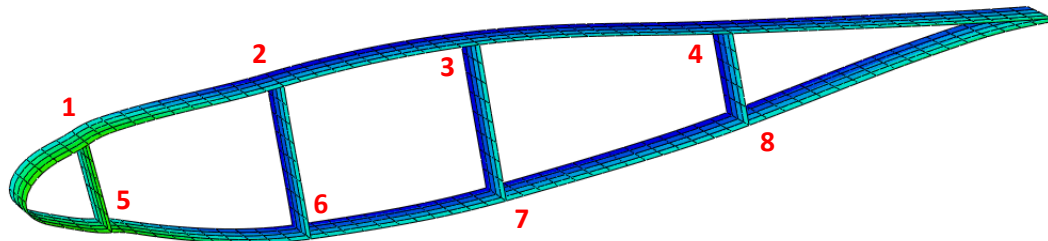


Figure V-3 : Image de la déformée de l'aile caisson au niveau du saumon à l'échelle 5

L'intégration du comportement de la liaison est réalisée avec une géométrie identique au modèle simplifié étudié au chapitre précédent. La première étape consiste à effectuer une ouverture entre le voile et la peau. Cette ouverture est nécessaire pour la disposition des connecteurs verticaux et donner de la souplesse à la liaison. Elle est créée localement dans la zone où les connecteurs sont disposés. L'identification des propriétés mécaniques des connecteurs a été réalisée avec un écartement inter-connecteur donné. Les propriétés sont étroitement liées à cet intervalle. La distance choisie dans le modèle macroscopique est alors respectée lors de l'intégration dans le modèle de voilure. Les connecteurs sont également écartés de cet intervalle des bords de l'ouverture. Cette distance limite l'influence de la concentration de contrainte issue du découpage sur le premier connecteur sans ajouter trop de souplesse au modèle. La Figure V-4 montre l'ouverture pratiquée dans le voile et la disposition des connecteurs autour de cette ouverture. La distance entre les lignes de nœuds d'attache des connecteurs obliques est respectée par rapport au modèle macroscopique.

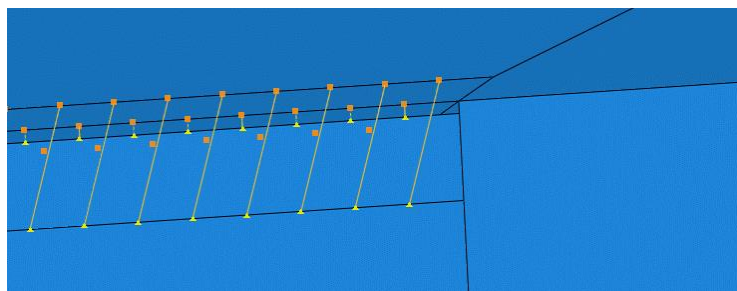


Figure V-4 : Image de l'ouverture réalisée entre le voile et la peau, et de l'écartement des connecteurs

### V.3 Analyse du comportement

Les propriétés matériaux du modèle de calcul intégré sont définies avec les lois développées au paragraphe III.6.3. La sur-stratification au niveau de la jonction voile-peau ajoutée à la suite de l'optimisation des éprouvettes technologiques est également implémentée sur toutes les liaisons de

la voilure. Les autres sections et renforts sont identiques au calcul de l'aile caisson présenté au paragraphe II.3.2.

Le graphique de la Figure V-5 représente la flèche en fonction de l'envergure dans les différents calculs numériques. L'aile classique (longeron et nervures) sert de référence pour l'ensemble des modèles de voilure à architecture caisson. La courbe nommée « caisson » correspond au modèle de dimensionnement de l'aile caisson présenté au paragraphe II.4, la courbe « amélioré » représente la flèche du modèle intégrant les liaisons déformables endommageables. Ce graphique montre que le nouveau modèle est plus rigide d'environ 7 % par rapport au modèle de dimensionnement ne schématisant pas le comportement des liaisons voile-peaux. Cette rigidité supérieure s'explique par la présence des sur-stratifications et la différence qui existe entre les propriétés mécaniques des deux modèles. La déformée de la voilure n'est pas modifiée par les améliorations apportées.

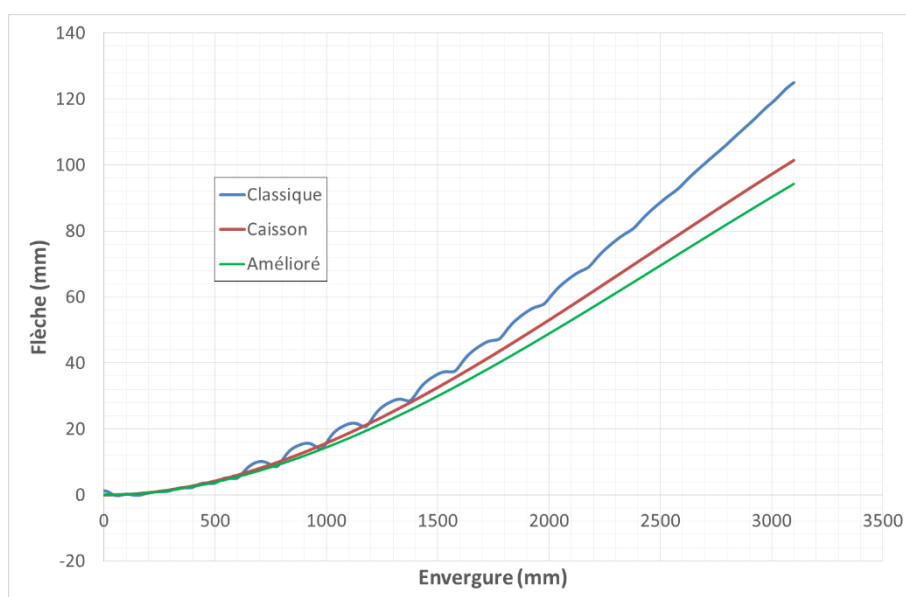


Figure V-5 : Comparatif de la flèche en fonction de l'envergure de la partie droite de la voilure en architecture classique, caisson et caisson avec intégration du modèle simplifié

La masse de la voilure intégrée est inférieure à celle du modèle de dimensionnement malgré l'ajout des sur-stratifications comme l'indique le Tableau V-1. Ce résultat s'explique principalement par le changement de surface de référence pour la définition du modèle. Lorsque cette surface est définie en « top », une interpénétration de matière existe entre les voiles et la peau au niveau de chaque jonction. La modification de la surface intervient également fortement sur la géométrie au niveau du bord de fuite. Une forte interpénétration se produit également sur une grande surface avec une définition en « top ». L'utilisation d'une unique plaque dans le modèle en « bottom » réduit grandement la quantité de matière dans cette zone de l'aile. Ces modifications interviennent peu dans la rigidité globale de l'aile du fait de la position par rapport à la ligne moyenne (bord de fuite) ou la stratification (liaisons voile-peau).

| Modèle                  | Masse (kg) |
|-------------------------|------------|
| <b>Classique</b>        | 35,27      |
| <b>Caisson</b>          | 30,16      |
| <b>Caisson amélioré</b> | 28,29      |

Tableau V-1 : Récapitulatif de la masse des modèles de voilure en architecture classique, caisson et caisson avec intégration du modèle simplifié des liaisons voile-peau

Les normes aéronautiques imposent que l'aile ne subisse aucun dommage lors d'une charge à 6g, charge qui correspond à un vol de voltige normal. L'analyse des indicateurs mis en place dans la loi matériau montre que cette condition n'est pas respectée dans le modèle amélioré. La Figure V-6 représente la déformation plastique en cisaillement dans la peau extradors de la voilure sous une charge de 6g. Les zones qui dépassent  $1,5 \cdot 10^{-4}$  de déformation plastique indiquent un dommage avec une perte de module d'élasticité. Deux zones sont particulièrement touchées : l'extrémité de l'intégration des connecteurs. Ces lieux regroupent la concentration de contrainte à cause de l'ouverture pratiquée dans le voile et la réduction de l'épaisseur des peaux. Le pli subissant les dommages est le pli tissé à l'intérieur de l'aile.

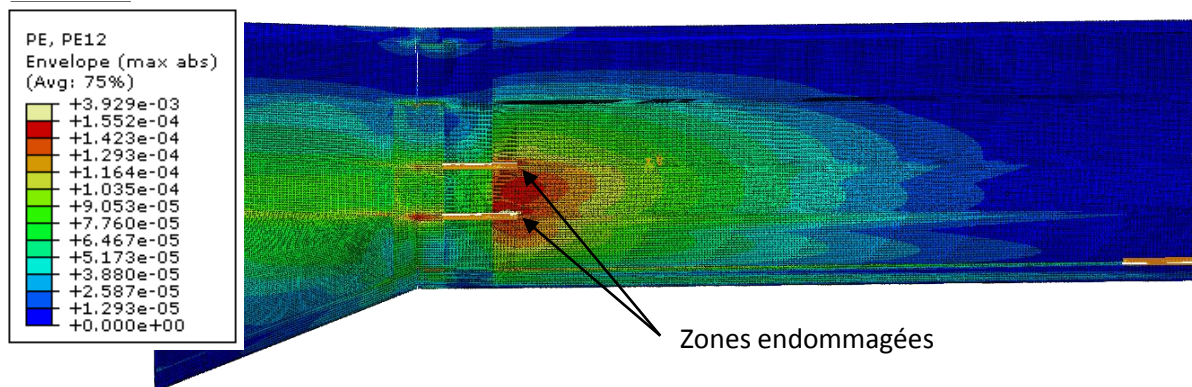


Figure V-6 : Champ de déformation plastique en cisaillement sur la peau extradors de la voilure à 6g

Les ouvertures dans les voiles provoquent également la rupture en traction très localisée des plis ud dans les voiles principaux. La contrainte élevée est en partie due à la concentration qui intervient au bord de la découpe. Toutefois, le chargement dans cette zone des voiles est élevé et provoque une propagation rapide de la rupture dans le voile entre 6 et 12g.

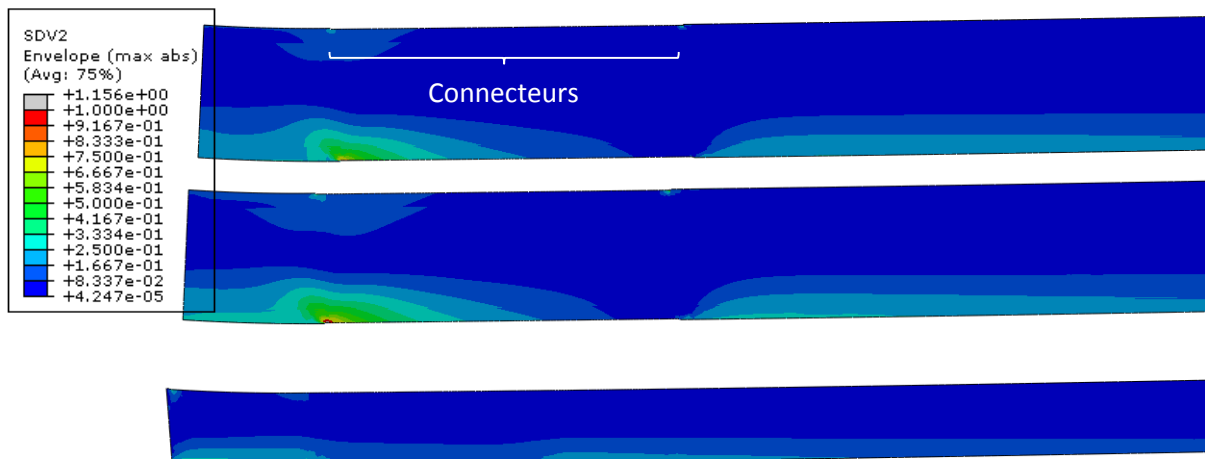


Figure V-7 : Indicateur de la rupture en traction transverse dans les plis Ud verticaux des voiles à 6g

L'intégration du modèle de la liaison prouve que la liaison voile-peau est relativement peu chargée au sein de la voilure. La traction élevée calculée lors de l'identification des modes de sollicitation est uniquement due à la flexion de la voilure et au rechargement par cisaillement entre les plis. L'implantation du modèle macroscopique confirme donc l'hypothèse émise au paragraphe IV.2.4. La flexion identifiée et le blocage de la rotation au niveau du bord d'attaque est elle aussi faible comparativement à la résistance de la liaison. Même à la charge ultime de la voilure soit 12g, la

liaison est chargée à environ 30 % par rapport au premier endommagement dans le mode le plus critique.

## V.4 Identification du mode de rupture

L'analyse du modèle d'intégration montre que la mise en place du modèle macroscopique met en évidence des points critiques du dimensionnement. De plus, les propriétés des matériaux avec endommagement indiquent que l'aile subit des dommages avant la charge limite de 6g. Bien que très faibles, les normes aéronautiques imposent que cette charge soit atteinte sans aucune modification de la santé matière. Les normes visées n'autorisent pas le dimensionnement à endommagement contrôlé. Une version renforcée de la voilure est alors étudiée afin de repousser l'apparition des dommages.

Le modèle de voilure amélioré implique deux constats : les plis tissés à  $\pm 45^\circ$  sont fortement sollicités dans les peaux au niveau du changement de dièdre, les plis Ud verticaux dans les voiles sont également très chargés dans cette zone. Le nombre de plis tissés est alors doublé sur toute la surface des peaux. Deux plis Ud sont ajoutés à la section des voiles de manière symétrique sur l'envergure complète. Ces renforts réduisent la flèche de 9,6 % mais ne modifient pas la forme de la déformée de la voilure. La masse est augmentée de près de 29 %. Ce modèle est utilisé afin de valider l'utilisation de renforcements dans les zones critiques et faciliter l'analyse de la cinétique d'endommagement de la voilure en repoussant la charge critique des autres zones.

Le champ de déformation plastique à 6g de la Figure V-8 montre que la peau extradors, peau qui possède la plasticité la plus élevée, ne subit plus de déformation plastique supérieure à  $1,5 \cdot 10^{-4}$ . En dessous de ce seuil, le module d'élasticité du matériau n'est pas modifié. Une zone de concentration indiquée sur la figure possède une déformation supérieure. Elle se situe au croisement de plusieurs sections différentes et notamment à l'extrémité d'une lisse. L'implémentation des lisses provoque des concentrations de contraintes très fortes, la méthode utilisée définit la raideur du renfort sur une arête. Au-delà de la charge de 6g, la plasticité augmente dans les peaux et notamment dans les zones déjà sensibles. Le module de cisaillement des plis tissés chute de 18 % au niveau des concentrations près des connecteurs (en orange foncé sur l'image). Une baisse de 9 % intervient dans la zone en orange. Les critères de rupture ne dépassent pas la valeur de 0,66 dans les peaux de la voilure à 12g.

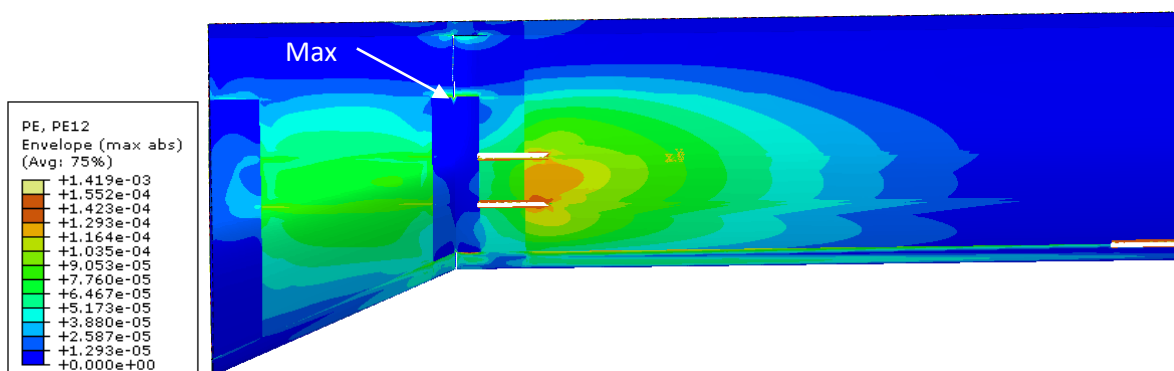


Figure V-8 : Champ de déformation plastique en cisaillement sur la peau extradors de la voilure à 6g

Le renforcement des voiles par l'ajout de plis Ud réduit fortement les contraintes transverses dans les plis verticaux, l'indicateur possède alors à 6g une valeur maximale inférieure à 0,6 (Figure V-9). Une rupture locale intervient avant 12g mais la propagation est lente, la zone impactée à la charge ultime de 12g est petite.

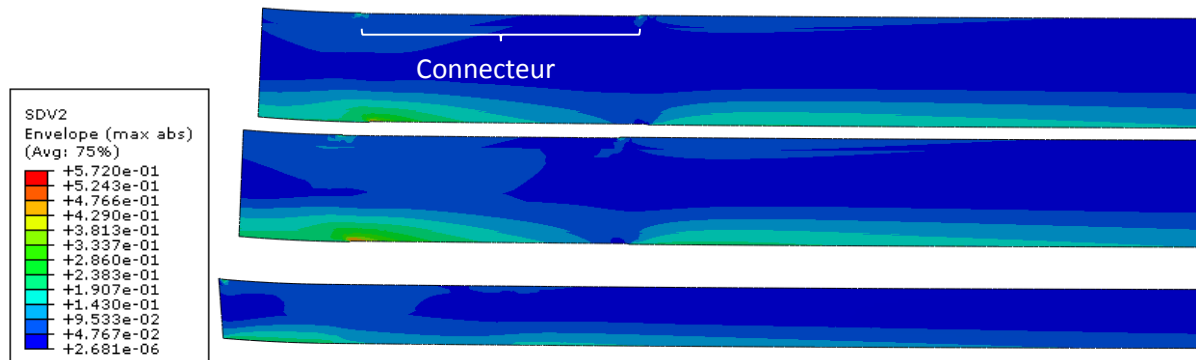


Figure V-9 : Indicateur de la rupture en traction transverse dans les plis Ud verticaux des voiles à 6g

Ce renforcement n'est pas suffisant pour éviter les concentrations de contraintes au coin de l'ouverture pour les connecteurs. Les plis tissés atteignent des valeurs élevées de plasticité en cisaillement, le module d'élasticité est réduit jusqu'à 18 % localement. Cette plasticité élevée à la charge ultime possède une valeur supérieure au seuil d'endommagement dès la charge limite de 6g. Malgré le renforcement, ce modèle ne permet pas de respecter parfaitement le cahier des charges de la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC).

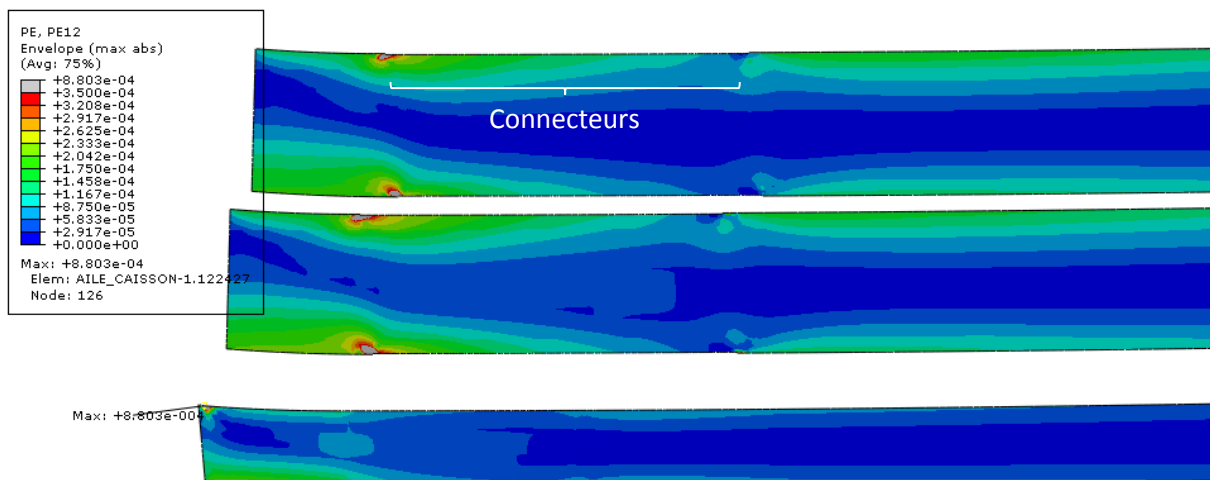


Figure V-10 : Champ de déformation plastique en cisaillement dans les voiles à 12g

Dans la voilure caisson, le premier endommagement intervient dans les deux voiles les plus hauts qui reprennent le plus d'effort. Ces dommages interviennent à l'extrémité de la partie droite de l'aile, au niveau du changement de dièdre. Cette zone concentre un chargement élevé et plusieurs changements de section qui permettent le renforcement de l'apex et plus particulièrement du changement de dièdre. La forte flexion qui s'applique sur ces voiles provoque un cisaillement élevé dans les plis tissés à  $\pm 45^\circ$  et une forte traction transverse des plis Ud verticaux. La plasticité dans les plis tissés apparaît en première puis une rupture transverse intervient rapidement du côté intrados de l'aile. Ces dommages se propagent ensuite vers l'intérieur de la voilure. La flexion globale de la voilure provoque également un cisaillement important dans les peaux intrados et extrados à proximité de l'extrémité de la partie droite. La rigidité des plis Ud est inférieure en compression, les

plis tissés participent plus dans cette sollicitation, la plasticité est alors supérieure à l'extrados. La rupture finale de l'aile est difficile à évaluer à cause des imprécisions du modèle. Il ne permet pas de déterminer le comportement après la rupture du voile. De plus, ces endommagements réduisent la rigidité des plis ce qui favorise l'apparition de flambage. Une compétition apparaît entre la rupture des plis et un flambage catastrophique de l'aile. En améliorant les modèles numériques sur la base des essais de semi-structure, on perçoit bien dans cette partie que nous aurions la capacité de prédire virtuellement le mode de ruine de l'aile.

## V.5 Optimisation de la voilure caisson

Le renforcement de ce modèle est réduit aux zones identifiées à l'aide des modèles précédents afin de réduire la masse de la voilure et obtenir un premier niveau d'optimisation de l'aile. La partie des voiles centraux autour du changement de dièdre utilise la section renforcée dans laquelle des plis Ud sont disposés selon l'envergure. Cette modification a pour but de repousser l'apparition de la rupture transverse et de la plasticité élevée dans les voiles. La section de peau de l'apex est prolongée de 200 mm sur la partie rectangulaire de l'aile. Ce prolongement doit retarder l'endommagement par cisaillement des peaux intrados et extrados. Ces renforts augmentent la rigidité de l'aile et impose un renforcement de l'apex. La sur-stratification au niveau de la liaison voile-peau est alors prolongée jusqu'à l'emplanture.

Les renforcements apportés modifient peu la flèche et la masse par rapport au modèle de dimensionnement, des variations de 2,28 et 2,65 % sont mesurées respectivement. Le champ de déformation plastique à 6g sur l'extrados de la voilure montre une nette amélioration suite au renforcement (Figure V-11). La déformation plastique ne dépasse pas le seuil d'endommagement à partir duquel le module d'élasticité est réduit. En dehors de la zone renforcée, le champ de déformation est similaire à celui des modèles précédents. Ce phénomène montre que les plis tissés sont fortement chargés en flexion. La rigidification d'une partie de l'aile modifie alors la déformée locale qui implique une zone avec un cisaillement élevé. La valeur maximale de la déformation plastique se situe à l'extrémité de la lisse de bord de fuite comme dans les modèles précédents. La déformation plastique de cisaillement est également supérieure sur la peau extrados par rapport à la peau intrados du fait de la différence de raideur en traction/compression des plis Ud.

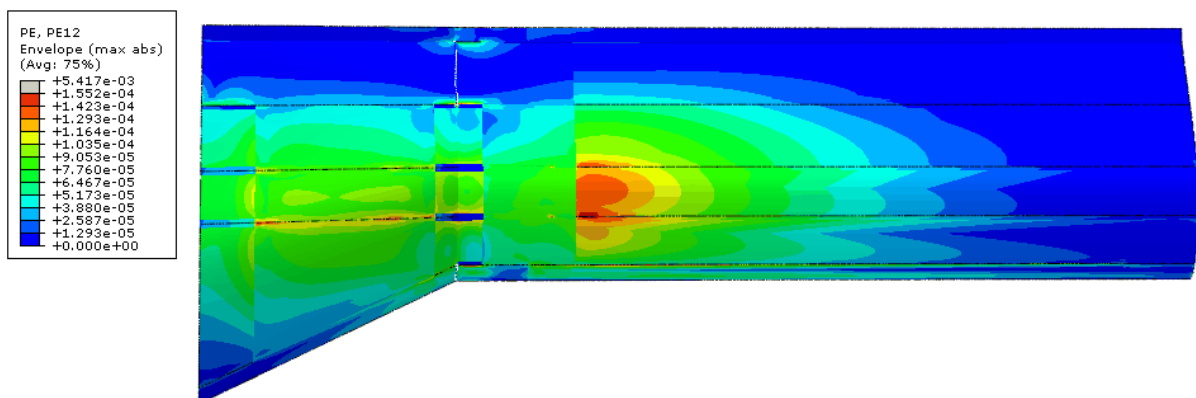


Figure V-11 : Champ de déformation plastique à l'extrados de l'aile au facteur de charge de 6g

Le champ de déformation plastique dans les voiles est strictement identique à celui du modèle renforcé dans la zone renforcée. En effet, la stratification définie est identique. A la sortie de ce

renforcement, la déformation plastique est relativement élevée mais reste inférieure au seuil d'endommagement des plis tissés (Figure V-12). Une zone de concentration de contraintes existe au niveau de l'ouverture dans les voiles pour la mise en place des connecteurs. La valeur de plasticité atteinte au maximum est de  $2,9 \cdot 10^{-4}$  ce qui correspond à une baisse d'environ 6 % du module d'élasticité. Un endommagement intervient donc localement à un facteur de charge inférieur à 6g malgré les renforcements. L'indicateur de rupture transverse possède un champ similaire à celui de la déformation plastique avec un maximum à 0,6.

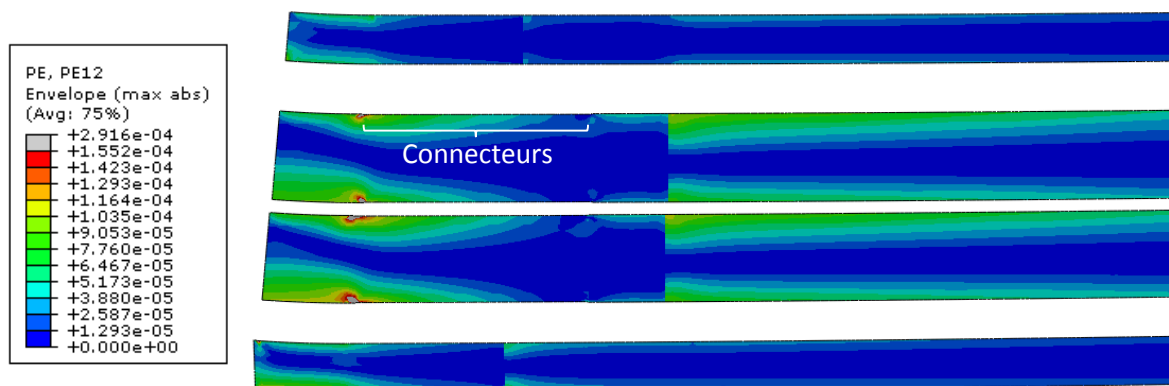


Figure V-12 : Champ de déformation plastique dans les voiles de la partie rectangulaire de l'aile à 6g

Afin de comprendre la présence de cette déformation plastique élevée malgré le renforcement du voile et de la peau à cette envergure, le voile le plus impacté de la Figure V-12 est analysé. La géométrie rectangulaire de l'ouverture dans le voile crée un angle droit qui, cumulé avec le manque de raffinement du maillage, provoquent une concentration de contraintes. L'ajout de plis supplémentaires pour le renforcement du voile ne provoque aucune amélioration, cette concentration est donc majoritairement due à des conséquences géométriques et numériques. L'observation du champ de déformation pli par pli montre également une nette différence d'un pli à l'autre, il existe donc une flexion en dehors du plan du voile. Cette observation est confirmée par la déformée à l'échelle 100 de la Figure V-13. Malgré une très faible amplitude, cette flexion implique le dépassement du seuil d'endommagement des plis tissés sur une face du voile tandis que les plis de l'autre face possèdent des déformations inférieures au seuil. Cette flexion locale et la présence des connecteurs provoquent une discontinuité de la déformée du voile. L'image de droite indique que le déplacement latéral du voile est différent dans la zone des connecteurs et en dehors.

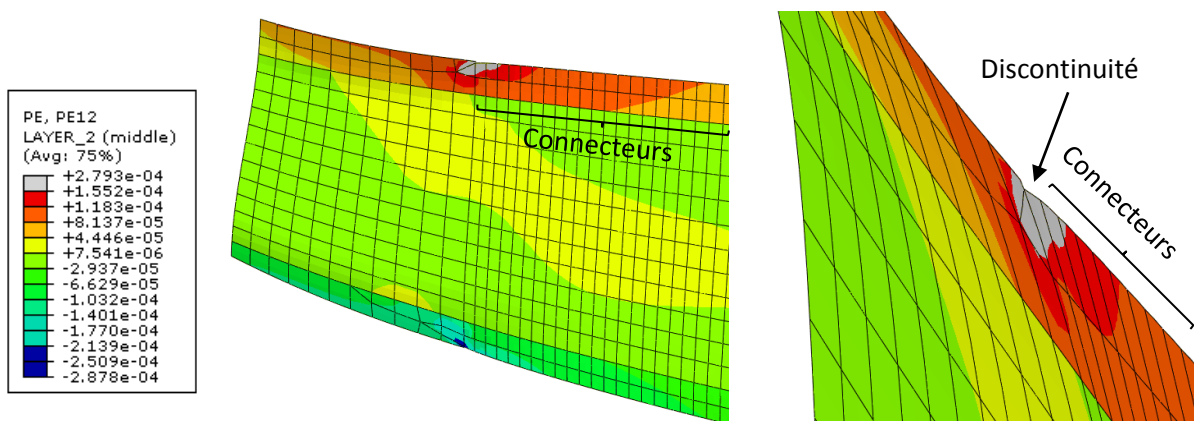


Figure V-13 : Visualisation à 6g du champ de déformation plastique à l'extrémité de l'ouverture pour les connecteurs avec une déformée à l'échelle 100

La discontinuité de modélisation génère de manière indirecte cette concentration de contraintes qui dans le cas d'une modélisation continue n'apparaîtrait pas. Cette zone ne doit pas être prise en considération, toutefois il serait utile d'allonger la zone de présence des connecteurs pour s'assurer de la validité de cette conclusion.

## V.6 Conclusion

La mise en place du modèle prenant en compte du comportement de la liaison voile-peau améliore le dimensionnement notamment grâce à la précision des lois de comportement des matériaux. Ces lois permettent de déceler des endommagements avant la charge limite qu'un dimensionnement avec des lois élastiques linéaires n'avaient pas mis en évidence. Ces dommages interviennent principalement par un cisaillement trop élevé dans les plis tissés. Les connecteurs supportent des efforts égaux au tiers de la valeur seuil de l'endommagement à la charge limite. L'intégration du modèle simplifié valide le choix du renforcement local et la méthode de fabrication de la liaison voile-peau.

Le modèle amélioré construit montre l'influence de l'ajout de plis de sur-stratification sur les champs de contrainte et de déformation dans la voilure. Un premier optimum de la voilure est alors proposé. La comparaison entre les trois modèles permet de quantifier les modifications des champs dans les zones renforcées mais également à plus longue distance en fonction du type et de l'orientation des plis utilisés. Le cisaillement des plis tissés est très sensible à la modification de la rigidité de flexion de la voilure par un renfort local quelle que soit sa position par rapport à la zone observée.

L'utilisation des lois de comportement matériau et du modèle mésoscopique renseigne sur l'endommagement de la voilure jusqu'à la charge ultime. La santé de l'aile est alors maintenue jusqu'à la charge limite puis les dommages sont contrôlés jusqu'à la charge ultime. Le dimensionnement est ainsi amélioré par la connaissance du comportement, d'où une réduction du surdimensionnement par rapport à des calculs avec des matériaux linéaires élastiques.

La définition du modèle amélioré crée des perturbations dans l'aile et plus particulièrement dans le voile, où le découpage inhérent à l'intégration des connecteurs provoque des concentrations de contraintes. Ces concentrations sont majorées par la différence de raideur qui existe entre la zone du voile avec les connecteurs et celle directement liée à la peau. Ces deux phénomènes au niveau de la transition empêchent l'élimination de l'endommagement à la charge limite de 6g malgré la multiplication des renforcements. Mais cet endommagement ne devrait pas être pris en compte, quelques calculs doivent être menés pour s'en assurer. Tel quel, ce modèle ne permet pas de dimensionner l'aile selon les recommandations de la DGAC, c'est-à-dire sans endommagement avant la charge limite. L'extension de la zone d'implémentation des connecteurs est envisagée afin qu'elle se termine dans une section plus faiblement chargée. Une modification de la géométrie de la découpe et du maillage permettrait également de réduire la concentration et valider sans difficulté le dimensionnement de la voilure.



## VI. Conclusion

Les ailes d'avion léger sont fabriquées selon le même type de construction depuis les débuts de l'aéronautique. Une architecture en caissons creux est proposée pour réduire les coûts et le temps de production. L'objectif de ce projet de recherche a été de construire un modèle prédictif d'une aile avec cette nouvelle architecture. En premier lieu, une optimisation a été réalisée puis les performances des deux architectures d'aile sont comparées numériquement. La voilure en caissons creux montre des aptitudes intéressantes. Néanmoins, la liaison entre les peaux et les cloisons des caissons joue un rôle majeur dans le comportement qu'il est nécessaire d'intégrer au modèle de l'aile. De plus la réponse mécanique de ces liaisons est assez mal appréhendée et dépend fortement du mode de fabrication. Concevoir une nouvelle aile caisson et espérer la qualifier a demandé l'élaboration d'un modèle prédictif du comportement de toute l'aile.

La construction d'un modèle prédictif requiert tout d'abord une bonne description du comportement des matériaux constitutifs de la voilure. Des essais ont mis en évidence un caractère élasto-plastique endommageable. Le contexte industriel de ce travail ne permettait pas l'utilisation des modèles de comportement développés en laboratoire et disponibles dans la littérature du fait de leur lourdeur. Un modèle plus léger a alors été construit à partir du comportement à l'échelle mésoscopique. Il s'adapte à différents types de renforts fibreux et permet la définition de stratifiés multi-matériaux tout en limitant les temps de calcul.

Vis-à-vis des liaisons, un plus gros développement a été conduit. Des couples essai-éprouvette représentatifs de la liaison ont été conçus pour reproduire les modes de sollicitation au sein de l'aile. Des montages spécifiques ont été réalisés, ils ont permis de solliciter des semi structures (liaison en T) sous des chargements représentatifs des flux de contraintes dans l'aile. Une métrologie assez complète a été installée pour suivre la déformée et les dégradations au cours de chargements croissants appliqués entre la partie voile et peau. Les premiers modes d'endommagement sont pilotés par le cisaillement du nid d'abeille pour tous les modes de sollicitation. Ensuite, des délaminages et des ruptures transverses interviennent dans les parties composites suite à la modification du transfert de charge entre les différentes parties. Un essai de flexion 4 points sur une poutre en I de grande dimension a confirmé que la flexion globale de la voilure produit un chargement élevé dans le voile qui ne transite pas complètement à travers la liaison.

Un modèle mésoscopique a été construit pour représenter de manière explicite la liaison. Les corrélations entre ce modèle et les essais ont démontré la bonne prédiction du scénario d'initiation de l'endommagement pour l'ensemble des modes de sollicitation. Les hypothèses simplificatrices posées lors de la modélisation du nida et l'implémentation de son endommagement limitent la précision à un stade supérieur. Toutefois ce modèle a la capacité de reproduire les premiers stades de l'endommagement et permet de quantifier les contraintes initiatrices. En menant un travail supplémentaire, il a la capacité de prédire virtuellement le comportement de liaisons similaires.

Un modèle macroscopique a été construit pour reproduire le comportement de la liaison dans un modèle de voilure avec une influence faible sur le temps de calcul. Ce modèle est basé sur des coques et des connecteurs élasto-plastiques. Il offre une bonne représentation à l'échelle

macroscopique des premiers stades d'endommagement, reproduit les essais sur les semi structures et fournit une réponse similaires au modèle mésoscopique des liaisons en T. Un couplage entre les sollicitations de flexion et de torsion réduit néanmoins la précision de ce modèle.

La loi de comportement et le modèle macroscopique de la liaison ont finalement été intégrés dans le modèle de dimensionnement de la voilure. Cette intégration a mis en évidence des endommagements avant la charge limite de 6g ce qui est contraire aux recommandations des normes aéronautiques. Le modèle macroscopique montre que les liaisons sont peu sollicitées comparativement à leur limite élastique. Toutefois l'amélioration de la schématisation de la liaison a permis de mieux appréhender les chargements dans les zones courantes et à conduit à une amélioration non négligeable du dimensionnement de l'aile caisson. Une première étape d'optimisation est proposée, elle est inachevée mais la voie est ouverte pour concevoir une aile plus efficiente que celle de l'E-Fan 1.0. Ces travaux constituent une avancée vers la validation par un organisme de certification d'une aile avec une architecture en caissons creux. Toutefois, il est nécessaire de valider les résultats obtenus dans le modèle amélioré de voilure intégrant le comportement des liaisons par des essais de structure et des essais en vol. De plus, de nombreux verrous restent à lever avant d'obtenir encore une meilleure connaissance du comportement de ce type d'aile.

Tout d'abord, des essais de fatigue sont à envisager après l'identification précise du chargement des liaisons en vol. Si l'aile caisson est conçue dans un cas où aucun endommagement n'est susceptible d'apparaître, des chargements alternés de cette structure sandwich peut conduire à des évolutions faibles et lentes de déformations plastiques (cisaillement dans le nida) qui modifierait la répartition des déformations et des contraintes générant à termes des endommagements. Les semi-structures sont une piste pour étudier ces phénomènes.

Ensuite, des vieillissements thermiques et hydriques représentatifs des conditions de stockage et de vol peuvent avoir un impact non négligeable sur le comportement au cours de la durée de vie de l'avion. La difficulté est majeure car l'environnement hydrique et thermique s'applique sur la peau extérieure. Or les semi-structures ont la particularité de présenter une partie du nida à l'air libre. En conséquence, faire vieillir de manière représentative les zones courantes et les liaisons en T est un enjeu technique à relever. Du point de vue conceptuel des modèles de vieillissement à élaborer, nous pourrions nous appuyer sur le savoir-faire du CRITT CERMATEX et de l'Institut Pprime.

Enfin, la tolérance aux dommages de cette aile apporterait une sécurité en vol accrue. En effet, ces structures sont soumises à des impacts d'oiseau ou de grêle, des chutes d'outils lors de maintenance ou des chocs pendant le rangement dans un hangar. Tous ces événements provoquent des dommages dont l'influence doit être quantifiée pour assurer la sécurité du vol jusqu'à leur détection et réparation. Là encore, des semi-structures ayant subies des chocs pourront être réalisées, tomographiées et caractérisées. Le lien dommages et propriétés résiduelles peut être pris en compte pour évaluer la tenue d'une aile choquée.

Dans ce travail, il a été montré la capacité de construire un changement d'échelle mésoscopique / macroscopique. Pour rendre le modèle mésoscopique plus prédictif, il est clair qu'une amélioration de la représentation du nida notamment par la prise en compte des bords de Plateau devrait permettre de capter le scénario d'endommagement à des stades supérieurs. Un fois ce travail

réalisé, alors le modèle mésoscopique pourra servir de base pour une schématisation efficace à l'échelle de l'aile.

En conclusion perspective finale, ce lien établi entre le dimensionnement 'prédictif' (encore à valider) de l'aile et les semi-structures (liaisons en T et zones courantes) au travers des modélisations aux échelles mésoscopique et macroscopique ouvre plusieurs perspectives intéressantes dans :

- la création d'un outil virtuel prédictif
- la capacité de compréhension et de modélisation des mécanismes d'endommagement
- la capacité de compréhension et de modélisation des mécanismes d'endommagement dans le cas d'éprouvettes vieilles ou choquées par exemple
- la capacité d'optimiser la fabrication des zones de liaison en étudiant le lien entre l'architecture locale et le comportement de la liaison.

Le comportement d'une liaison avec une architecture différente sera appréhendé par le modèle mésoscopique servant ainsi de base à la création d'un modèle macroscopique.

## Références

- [AKS98] N. V. Akshantala, R. Talreja, "A mechanistic model for fatigue damage evolution in composite laminates", *Georgia Institute of Technology, Mechanics of Materials* 29 1998. 123–140
- [ANY12] K. N. Anyfantis, N. G. Tsouvalis, "A novel traction–separation law for the prediction of the mixed mode response of ductile adhesive joints", *National Technical University of Athens, International Journal of Solids and Structures* 49 (2012) 213–226
- [BAR10] E. J. Barbero, D. H. Cortes, "A mechanistic model for transverse damage initiation, evolution, and stiffness reduction in laminated composites", *West Virginia University, Composites: Part B* 41 (2010) 124–132
- [BAR13] E.J. Barbero, F.A. Cosso, R. Roman, T.L. Weadon, "Determination of material parameters for Abaqus progressive damage analysis of E-glass epoxy laminates", *West Virginia University, Composites: Part B* 46 (2013) 211–220
- [BAU02] P. Baur, "Durabilité d'Assemblages structuraux collés avec des adhésifs polyesters et vinylesters dans la construction navale de plaisance", *Université de Poitiers* 2002
- [BER12] J. P. Berro, D. Halm, J–C Grandidier, "Simulation de la rupture de structures composites par une approche à directions fixes de l'endommagement", *Institut Pprime, JNC* 2012
- [BER13] J.P. Berro, D. Halm, J-C. Grandidier, "Approche discrète de l'endommagement pour la rupture de stratifiés", *Institut Pprime, Mecamat*
- [BOI03] C. Bois, "Mesure et prévision de l'évolution des endommagements dans les composites stratifiés", *Université Aix-Marseille II* 2003
- [BOG97] A. E. Bogdanovich and B. P. Deepak, "Three-dimensional analysis of thick composite plates with multiple layers", *AdTech Systems Research, Composites Part B* 28B (1997) 345-357
- [BRA27] L. G. Brazier, "On the flexure of thin cylindrical shells and other "thin" sections", *Proc. R. Soc. Lond. A* 1927
- [CAM] Air commerce manual, airplane airworthiness, 1938
- [CAM13] R.D.S.G. Campilho<sup>a</sup>, M.D. Banea<sup>b</sup>, J.A.B.P. Neto<sup>b</sup>, L.F.M. Da Silva<sup>b</sup>, "Modelling adhesive joints with cohesive zone models: effect of the cohesive law shape of the adhesive layer", <sup>a</sup>*Instituto Politecnico do Porto*, <sup>b</sup>*Universidade do Porto*, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 44 (2013) 48–56
- [CAR03] E. Carrera, L. Demasi, "Two benchmarks to assess two-dimensional theories of sandwich, composite plates", *Polytechnico di Torino, AIAA Journal* Vol41, No. 7, July 2003
- [CAR13] D. Cárdenas<sup>a</sup>, H. Elizalde<sup>a</sup>, P. Marzocca<sup>b</sup>, F. Abdi<sup>c</sup>, L. Minnetyan<sup>b</sup>, O. Probst<sup>a</sup>, "Progressive failure analysis of thin-walled composite structures", <sup>a</sup>*Instituto Tecnológico y de Estudios Superiores de Monterrey*, <sup>b</sup>*Clarkson University*, <sup>c</sup>*Alpha Star Corporation*, *Composite Structures* 95 (2013) 53–62
- [CAT13] G. Catalanotti, P.P. Camanho, A.T. Marques, "Three-dimensional failure criteria for fiber-reinforced laminates", *Universidade do Porto, Composite Structures* 95 (2013) 63–79

- [CHE09] J. Chen<sup>a</sup>, E. Ravey<sup>b</sup>, S. Hallett<sup>c</sup>, M. Wisnom<sup>c</sup>, M. Grassi<sup>d</sup>, "Prediction of delamination in braided composite T-piece specimens", <sup>a</sup>*University of Portsmouth*, <sup>b</sup>*Rolls-Royce plc*, <sup>c</sup>*University of Bristol*, <sup>d</sup>*QinetiQ*, *Composites Science and Technology* 69 (2009) 2363–2367
- [CHI10] S. Chintapalli<sup>a</sup>, M.S.A. Alsayed<sup>a</sup>, R. Sedaghati<sup>a</sup>, M. Abdo<sup>b</sup>, "The development of preliminary structural design optimization method of an aircraft wing-box skin-stringer panels", <sup>a</sup>*Concordia university*, <sup>b</sup>*Bombardier Aerospace*, *Aerospace Science and technologie* 14 (2010) 188-198
- [DAV06] G.A.O. Davies, D. Hitchings, J. Ankersen, "Predicting delamination and debonding in modern aerospace composite structures", *Imperial College London*, *Composites Science and Technology* 66 (2006) 846–854
- [FAA] Aircraft structures  
[https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aircraft/amt\\_airframe\\_handbook/media/ama\\_ch01.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_ch01.pdf)
- [FEK] H. Fékété, *Les secrets de la construction des aéronefs légers*, Publibook, 2010
- [FLE19] J. Flett, M. Battley, T. Allen, "Stress and strain fields in sandwich T-joints subjected to simulated slamming loads", *University of Auckland*, *the 19th international conference on composite materials*
- [FOO07] C.C. Foo, G.B. Chai, L.K. Seah, "Mechanical properties of Nomex material and Nomex honeycomb structure", *Nanyang Technological University*, *Composite Structures* 80 (2007) 588–594
- [FRE08] Y. Freed, L. Banks-Sills, "A new cohesive zone model for mixed mode interface fracture in bimaterials", *Tel Aviv University*, *Engineering Fracture Mechanics* 75 (2008) 4583–4593
- [GAM99] E.K. Gamstedt, B.A. Sjögren, "Micromechanisms in tension-compression fatigue of composite laminates containing transverse plies", *Lulea University of Technology*, *Composites Science and Technology* 59 (1999) 167-178
- [GAO03] X.-L. Gao<sup>a</sup>, K. Li<sup>a</sup>, S. Mall<sup>b</sup>, "A mechanics-of-materials model for predicting Young's modulus of damaged woven fabric composites involving three damage modes", <sup>a</sup>*Michigan Technological University*, <sup>b</sup>*Air Force Research Laboratory*, *International Journal of Solids and Structures* 40 (2003) 981–999
- [GEN12] B. Gentilleau, "Modélisation et validation expérimentale du comportement thermomécanique de multicouches polymère-composite bobiné-application au stockage d'hydrogène hyperbare", *ENSMA* 2012
- [GER06] N. Germain, "Modélisation non locale de l'endommagement dans les structures composites", *Ecole nationale supérieure des mines de Paris* 2006
- [GHI97] G.L. Ghiringhelli, "On the linear three-dimensional behaviour of composite beams", *Politecnico di Milano*, *Composites Part B* 28B (1997) 613-626
- [GIG12] M. Giglio, A. Manes, A. Gilioli, "Investigations on sandwich core properties through an experimental–numerical approach", *Politecnico di Milano*, *Composites: Part B* 43 (2012) 361–374
- [GIG15] L. Gigliotti, S.T. Pinho, "Multiple length/time-scale simulation of localized damage in composite structures using a Mesh Superposition Technique", *Imperial College London*, *Composite Structures* 121 (2015) 395–405

- [GIN93] B. Gineste, "Assemblages de structures en matériaux composites par stratification d'un élément de liaison - caractérisation de l'endommagement", *Université de Nantes* 1993
- [GIU11] G. Giunta<sup>a</sup>, F. Biscani<sup>a,b,c</sup>, S. Belouettar<sup>a</sup>, E. Carrera<sup>b</sup>, "Hierarchical modelling of doubly curved laminated composite shells under distributed and localised loadings", *Centre de Recherche Public Henri Tudor*, *Politecnico di Torino*, *Institut Jean le Rond d'Alembert*, *Composites: Part B* 42 (2011) 682–691
- [GON15] B. Reinaldo Goncalves, J. Jelovica, J. Romanoff, "Prediction of web-core sandwich plate nonlinear stiffness from a representative volume element", *18th International Conference on Composite Structures ICCS18, June 15th – 18th 2015, Lisbon, Portugal*.
- [GOR09] L. Gornet<sup>1</sup>, G. Marckmann<sup>1</sup>, S. Kamran-Ali<sup>1</sup>, S. Marguet<sup>2</sup>, J.P. Regoin<sup>1</sup>, "Essais et simulations des âmes Nomex sous des sollicitations de type statique et fatigue", *1GeM*, *2Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse*, *Comptes Rendus des JNC 16 Toulouse* 2009
- [GRE04] E. Greenhalgh<sup>a</sup>, M.H. Garcia<sup>b</sup>, "Fracture mechanisms and failure processes at stiffener run-outs in polymer matrix composite stiffened elements", *Imperial College London*, *Airbus*, *Composites: Part A* 35 (2004) 1447–1458
- [GUL14] H. Gülaşık, "Modeling of mixed-mode delamination in composite T-joints", *Natural and applied sciences of Middle East Technical University* 2014
- [HAM09] L. Hamitouche<sup>1</sup>, M. Tarfaoui<sup>1</sup>, A. Vautrin<sup>2</sup>, "Design and Test of a Sandwich T-Joint for Naval Ships", *1ENSIETA*, *2Ecole des Mines de Saint-Etienne*, *Damage and Fracture Mechanics: Failure Analysis of Engineering Materials and Structures*, (2009) 131–141
- [HAS73] Z. Hashin, A. Rotem, "Fatigue failure criterion for fiber reinforced materials", *Journal of Composite Materials* 1973; 7:448
- [HAS81] Z. Hashin, "Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites", *Journal of Applied Mechanics-Transactions of the Asme* 1981, 329-334
- [HEI13] S. Heimbs<sup>a</sup>, A. Mierzwa<sup>a</sup>, T. Duwensee<sup>a</sup>, C. Breu<sup>a</sup>, A.C. Nogueira<sup>a</sup>, M. May<sup>b</sup>, C. Less<sup>c</sup>, J. Wolfrum<sup>d</sup>, "Investigation of static and dynamic failure behaviour of composite T-Joints", *EADS Innovation Works*, *Fraunhofer Institute for High-Speed Dynamics*, *IABG mbH*, *Wehrwissenschaftliches Institut für Werk- und Betriebsstoffe*, *IV ECCOMAS Thematic Conference on the Mechanical Response of Composites* (2013)
- [HEL10] F. Hélénon, M.R. Wisnom, S.R. Hallett, G. Allegri, "An approach for dealing with high local stresses in finite element analyses", *University of Bristol*, *Composites: Part A* 41 (2010) 1156–1163
- [HEL12] F. Hélénon, M.R. Wisnom, S.R. Hallett, R.S. Trask, "Numerical investigation into failure of laminated composite T-piece specimens under tensile loading", *University of Bristol*, *Composites: Part A* 43 (2012) 1017–1027
- [HEL13] F. Hélénon, M.R. Wisnom, S.R. Hallett, R.S. Trask, "Investigation into failure of laminated composite T-piece specimens under bending loading", *University of Bristol*, *Composites: Part A* 54 (2013) 182–189
- [HOC01] C. Hochard<sup>a,b</sup>, P.-A. Aubourg<sup>b</sup>, J.-P. Charles<sup>a,c</sup>, "Modelling of the mechanical behaviour of woven-fabric CFRP laminates up to failure", *Unimeca*, *LMA*, *Eurocopter*, *Composites Science and Technology* 61 (2001) 221-230

- [HOC09] C. Hochard<sup>a</sup>, S. Miot<sup>a</sup>, N. Lahellec<sup>a</sup>, F. Mazerolle<sup>a</sup>, M. Herman<sup>b</sup>, J.P. Charles<sup>b</sup>, "Behaviour up to rupture of woven ply laminate structures under static loading conditions", <sup>a</sup>*LMA*, <sup>b</sup>*Eurocopter, Composites: Part A* 40 (2009) 1017–1023
- [HOS06] H. Hosseini-Toudeshky, B. Mohammadi, B. Hamidi, H.R. Ovesy, "Analysis of composite skin/stiffener debonding and failure under uniaxial loading", *Amirkabir University, Composite Structures* 75 (2006) 428–436
- [JAR] Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, European Aviation Safety Agency, 2009
- [JEN06] F.M. Jensen<sup>a</sup>, B.G. Falzon<sup>b</sup>, J. Ankersen<sup>b</sup>, H. Stang<sup>c</sup>, "Structural testing and numerical simulation of a 34 m composite wind turbine blade", <sup>a</sup>*Risoe National Laboratory*, <sup>b</sup>*Imperial College London*, <sup>c</sup>*Technical University of Denmark, Composite Structures* 76 (2006) 52–61
- [KAC61] L.M. Kachanov, "On the kinetics of crack growth", *Leningrad, PMM Vol.25 No.3, 1961, p498-502*
- [KAR06] L. Kärger, A. Wetzel, R. Rolfes, K. Rohwer, "A three-layered sandwich element with improved transverse shear stiffness and stresses based on FSDT", *DLR Institute of Structural Mechanics, Computers and Structures* 84 (2006) 843–854
- [KAW12] M. Kawai, T. Teranuma, "A multiaxial fatigue failure criterion based on the principal constant life diagrams for unidirectional carbon/epoxy laminates", *University of Tsukuba, Composites: Part A* 43 (2012) 1252–1266
- [KIM10] B.J. Kim, D.G. Lee, "Development of a satellite structure with the sandwich T-joint", *Korea Advanced Institute of Science and Technology, Composite Structures* 92 (2010) 460–468
- [KRA15] Alina Krasnobrizha, Patrick Rozycki, Pascal Cosson, Laurent Gornet, "Modélisation du comportement d'hystérésis des matériaux composites avec un modèle élasto-plastique endommageable et des dérivées fractionnaires", *Institut de recherche en Génie Civil et Mécanique, JNC19*
- [KRU01] R. Krueger, T.K. O'Brien, "A shell/3D modeling technique for the analysis of delaminated composite laminates", *NASA Langley Research Center, Composites: Part A* 32 (2001) 25–44
- [KUM13] A. Kumar, A. Chakrabarti, P. Bhargava, "Finite element analysis of laminated composite and sandwich shells using higher order zigzag theory", *IIT Roorkee, Composite Structures* 106 (2013) 270–281
- [LAD98] P. Ladevèze<sup>a</sup>, O. Allix<sup>a</sup>, L. Gornet<sup>a</sup>, D. Lévêque<sup>a</sup> and L. Perret<sup>b</sup>, "A computational damage mechanics approach for laminates: identification and comparison with experimental results", <sup>a</sup>*ENS Cachan*, <sup>b</sup>*CNES, Elsevier Science* 1998
- [LAD00] P. Ladevèze, O. Allix, J-F Deü, D. Lévêque, "A mesomodel for localisation and damage computation in laminates", *ENS Cachan, Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 183 (2000) 105-122
- [LAD03] P. Ladevèze, G. Lubineau, "On a damage mesomodel for laminates: micromechanics basis and improvement", *LMT Cachan, Mechanics of Materials* 35 (2003) 763–775
- [LAH05] N. Lahellec, C. Bordreuil, C. Hochard, "Étude de la rupture fragile d'un stratifié quasi-isotrope à plis tissés : mise en évidence d'une longueur interne", *LMA, C. R. Mecanique* 333 (2005) 293–298

- [LAP07] I. Lapczyk, J.A. Hurtado, "Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials", *Abaqus Inc., Composites: Part A 38 (2007) 2333–2341*
- [LAU07] F. Laurin, N. Carrère, J.-F. Maire, "A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models", *ONERA/DMSE, Composites: Part A 38 (2007) 198–209*
- [LAU09] F. Laurin, N. Carrère, J.-F. Maire, "Approche hybride multiéchelle pour l'analyse de la tenue de structures composites sous sollicitations complexes 3D", *ONERA, JNC16*
- [LEG10] R. Leger, "Contribution à l'étude de la durabilité des structures collées soumises à des efforts mécaniques après vieillissement humide", *ENSMA 2010*
- [LI06] H.C.H. Li<sup>a</sup>, F. Dharmawan<sup>a</sup>, I. Herszberg<sup>b</sup>, S. John<sup>a</sup>, "Fracture behaviour of composite maritime T-joints", *<sup>a</sup>RMIT University, <sup>b</sup>CRC-ACS, Composite Structures 75 (2006) 339–350*
- [LI12] X. Li<sup>a</sup>, G. Li<sup>a</sup>, C.H. Wang<sup>c</sup>, M. You<sup>b</sup>, "Optimum Design of composite sandwich structures subjected to combined torsion and bending loads", *<sup>a</sup>Wuhan University of Technology, <sup>b</sup>China Three Gorges University, <sup>c</sup>RMIT University, Appl Compos Mater (2012) 19:315–331*
- [LIA06] Z. Liang<sup>a</sup>, H.K. Lee<sup>b</sup>, W. Suaris<sup>a</sup>, "Micromechanics-based constitutive modeling for unidirectional laminated composites", *<sup>a</sup>University of Miami, <sup>b</sup>Korea Advanced Institute of Science and Technology, International Journal of Solids and Structures 43 (2006) 5674–5689*
- [LIB00] L. Librescu, T. Hause, "Recent developments in the modeling and behavior of advanced sandwich constructions: a survey", *Virginia Polytechnic Institute and State University, Composite Structures 48 (2000) 1-17*
- [LIL06] C. D. M. Liljedahl<sup>a</sup>, A. D. Crocombe<sup>a</sup>, M. A. Wahab<sup>a</sup>, I. A. Ashcroft<sup>b</sup>, "Damage modelling of adhesively bonded joints", *<sup>a</sup>University of Surrey, <sup>b</sup>Loughborough University, Int J Fract (2006) 141:147–161*
- [LOU08] J. Loughlan<sup>a</sup>, M.N. Ahmed<sup>b</sup>, "Multi-cell carbon fibre composite box beams subjected to torsion with variable twist", *<sup>a</sup>Loughborough University, <sup>b</sup>Air University, Thin-Walled Structures 46 (2008) 914–924*
- [LUB08] G. Lubineau<sup>a</sup>, P. Ladevèze<sup>a,b</sup>, "Construction of a micromechanics-based intralaminar mesomodel, and illustrations in ABAQUS/Standard", *<sup>a</sup>LMT-Cachan, <sup>b</sup>EADS Foundation Chair, Computational Materials Science 43 (2008) 137–145*
- [MAN98] V. Manet, "The use of ANSYS to calculate the behaviour of sandwich structures", *Ecole des Mines de Saint-Etienne, Composites Science and Technology 58 (1998) 1899-1905*
- [MCC10] C.T. McCarthy, R.M. O'Higgins, R.M. Frizzell, "A cubic spline implementation of non-linear shear behavior in three-dimensional progressive damage models for composite laminates", *University of Limerick, Composite Structures 92 (2010) 173–181*
- [MEG07] T. H. G. Megson, "Aircraft structures for engineering students", *Chapitre 28, Elsevier 2007*
- [MOT11] P.H. Mott<sup>a</sup>, J.M. Smallhorn<sup>b</sup>, K. W. Campbell<sup>b</sup>, H.L. Schrader<sup>b</sup>, C.L. Cartwright<sup>c</sup>, D.G. Finck<sup>c</sup>, "Comparison of buckling of an arched, rubber-core sandwich composite panel to finite element modeling", *<sup>a</sup>US Naval Research Laboratory, <sup>b</sup>Science Applications International Corporation, <sup>c</sup>Goodrich Corporation, Composites: Part A 42 (2011) 843–848*

- [NED11] B. Nedjar, "A time dependent model for unidirectional fibre-reinforced composites with viscoelastic matrices", *Ecole des Ponts ParisTech, International Journal of Solids and Structures* 48 (2011) 2333–2339
- [NOU09] H. Nouri, "Modélisation et identification de lois de comportement avec endommagement en fatigue polycyclique de matériaux composites à matrice thermoplastique", *ENSAM* 2009
- [ODW13] D.J. O'Dwyer, N.P. O'Dowd, C.T. McCarthy, "Micromechanical investigation of damage processes at composite-adhesive interfaces", *University of Limerick, Composites Science and Technology* 86 (2013) 61–69
- [ORI08] A.C. Orifici<sup>a,b</sup>, I. Herszberg<sup>b</sup>, R.S. Thomson<sup>b</sup>, "Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure", *<sup>a</sup>Royal Melbourne Institute of Technology, <sup>b</sup>Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures, Composite Structures* 86 (2008) 194–210
- [ORI08-2] A.C. Orifici<sup>a,b</sup>, S.A. Shah<sup>a</sup>, I. Herszberg<sup>b</sup>, A. Kotler<sup>c</sup>, T. Weller<sup>c</sup>, "Failure analysis in postbuckled composite T-sections", *<sup>a</sup>Royal Melbourne Institute of Technology, <sup>b</sup>Cooperative Research Centre for Advanced Composite Structures, <sup>c</sup>Israel Institute of Technology, Composite Structures* 86 (2008) 146–153
- [PAI02] J. Pailhes, G. Camus, J. Lamon, "A constitutive model for the mechanical behavior of a 3D C/C composite", *Laboratoire des Composites Thermostructuraux, Mechanics of Materials* 34 (2002) 161–177
- [PAY04] J. Payan, "Etude du comportement de composites stratifiés sous chargement statique et de fatigue", *Université Aix-Marseille II* 2004
- [PEN12] C. Peng, H. Jinglong, "Prediction of flutter characteristics for a transport wing with wingtip devices", *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Science and Technology* 23 (2012) 461–468
- [PET01] J. Petermann<sup>a</sup>, A. Plumtree<sup>b</sup>, "A unified fatigue failure criterion for unidirectional laminates", *<sup>a</sup>Technical University Hamburg, <sup>b</sup>University of Waterloo, Composites: Part A* 32 (2001) 107–118
- [PHI98] H. J. Phillips and R. A. Shenoi, "Damage tolerance of laminated tee joints in FRP structures", *University of Southampton, Composites Part A* 29A (1998) 465–478
- [RAH12] O. Rahmani<sup>a</sup>, S.M.R. Khalili<sup>b,c</sup>, O.T. Thomsen<sup>d</sup>, "A high-order theory for the analysis of circular cylindrical composite sandwich shells with transversely compliant core subjected to external loads", *<sup>a</sup>Zanjan University, <sup>b</sup>KN Toosi University of Technology, <sup>c</sup>Kingston University, <sup>d</sup>Aalborg University, Composite Structures* 94 (2012) 2129–2142
- [REA99] P.J.C.L. Read, R.A. Shenoi, "Fatigue behaviour of single skin FRP tee joints", *University of Southampton, International Journal of Fatigue* 21 (1999) 281–296
- [REI12] J. Reinoso<sup>a</sup>, A. Blázquez<sup>a</sup>, A. Estefani<sup>a</sup>, F. París<sup>a</sup>, J. Cañas<sup>a</sup>, E. Arévalo<sup>b</sup>, F. Cruz<sup>b</sup>, "Experimental and three-dimensional global-local finite element analysis of a composite component including degradation process at the interfaces", *<sup>a</sup>University of Seville, <sup>b</sup>Airbus, Composites: Part B* 43 (2012) 1929–1942
- [REN06] J. Renard<sup>a</sup>, A. Thionnet<sup>a,b</sup>, "Damage in composites: From physical mechanisms to modelling", *<sup>a</sup>Ecole des Mines de Paris, <sup>b</sup>University of Burgundy, Composites Science and Technology* 66 (2006) 642–646

- [REV11] N. Revest, "Comportement en fatigue de pièces épaisses en matériaux composites", *École Nationale Supérieure des Mines de Paris* 2011
- [RIE11] J. Riemenschneider, S. Opitz, "Measurement of twist deflection in active twist rotor", *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institute of Composite Structures and Adaptive Systems, Braunschweig, Germany, Aerospace Science and Technology* 15 (2011) 216–223
- [ROY14] R. Roy, S.J. Park, J.H. Kweon, J.H. Choi, "Characterization of Nomex honeycomb core constituent material mechanical properties", *Gyeongsang National University, Composite Structures* 117 (2014) 255–266
- [SHE95] R.A. Shenoi, P.J.C.L. Read, G.L. Hawkins, "Fatigue failure mechanisms in fibre-reinforced plastic laminated tee joints", *University of Southampton, Int. J. Fatigue Vol. 17. No. 6, pp. 415-426*, 1995
- [SHO01] M.M. Shokrieh, F.T. Behrooz, "Wing instability of a full composite aircraft", *Iran University of science and technology, Composite Structures* 54 (2001) 335-340
- [SOR03] B.F. Sørensen<sup>a</sup>, T.K. Jacobsen<sup>b</sup>, "Determination of cohesive laws by the J integral approach", *<sup>a</sup>Risø National Laboratory, <sup>b</sup>Rolles Møllevej, Engineering Fracture Mechanics* 70 (2003) 1841–1858
- [SOS08] J.L.C. Sosa<sup>a</sup>, N. Petrinic<sup>b</sup>, J. Wiegand<sup>b</sup>, "A three-dimensional progressive damage model for fibre-composite materials", *<sup>a</sup>Universitat Politècnica de Catalunya, <sup>b</sup>University of Oxford, Mechanics Research Communications* 35 (2008) 219–221
- [STA13] B. Stanford, P. Beran, "Direct flutter and limit cycle computations of highly flexible wings for efficient analysis and optimization", *U.S. Air Force Research Laboratory, Journal of Fluids and Structures* 36 (2013) 111–123
- [THI02] A. Thionnet<sup>a, b</sup>, L. Chambon<sup>a</sup>, J. Renard<sup>a</sup>, "A theoretical and experimental study to point out the notion of loading mode in damage mechanics. Application to the identification and validation of a fatigue damage modeling for laminates composites", *<sup>a</sup>Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, <sup>b</sup>Université de Bourgogne, International Journal of Fatigue* 24 (2002) 147–154
- [THI02-2] A. Thionnet<sup>a, b</sup>, J. Renard<sup>a</sup>, "Modelling unilateral damage effect in strongly anisotropic materials by the introduction of the loading mode in damage mechanics", *<sup>a</sup>Ecole Nationale Supérieure des Mines de Paris, <sup>b</sup>Université de Bourgogne, International Journal of Fatigue* 24 (2002) 147–154
- [THO96] O. T. Thomsen<sup>a</sup>, W. Ritq<sup>b</sup>, D. C. G. Eaton<sup>b</sup>, S. Brown<sup>b</sup>, "Ply drop off effects in CFRP/honeycomb sandwich panels theory", *<sup>a</sup>Aalborg university, <sup>b</sup>European Space Agency, Composites Science and Technology* 56 (1996) 407-422
- [THU12] V.K. Thummalapalli, S.L. Donaldson, "Biomimetic Composite Structural T-joints", *University of Dayton, Journal of Bionic Engineering* 9 (2012) 377–384
- [TUR05] A. Turon, J. Costa, P. Maimí, D. Trias, J.A. Mayugo, "A progressive damage model for unidirectional fibre-reinforced composites based on fibre fragmentation. Part I: Formulation", *University of Girona, Composites Science and Technology* 65 (2005) 2039–2048
- [TUR07] A. Turon<sup>a</sup>, C.G. Davila<sup>b</sup>, P.P. Camanho<sup>c</sup>, J. Costa<sup>a</sup>, "An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models", *<sup>a</sup>University of Girona, <sup>b</sup>NASA*

Langley Research Center, *Universidade do Porto, Engineering Fracture Mechanics* 74 (2007) 1665–1682

[VAL10] N. Valoroso<sup>a</sup>, R. Fedele<sup>b</sup>, "Characterization of a cohesive-zone model describing damage and de-cohesion at bonded interfaces. Sensitivity analysis and mode-I parameter identification", *Université di Napoli Parthenope*, *Politecnico di Milano, International Journal of Solids and Structures* 47 (2010) 1666–1677

[VER13] D. Versino<sup>a</sup>, M. Gherlone<sup>a</sup>, Massimiliano Mattone<sup>a</sup>, Marco Di Sciuva<sup>a</sup>, Alexander Tessler<sup>b</sup>, "C0 triangular elements based on the Refined Zigzag Theory for multilayer composite and sandwich plates", *Politecnico di Torino*, *NASA Langley Research Center, Composites: Part B* 44 (2013) 218–230

[WIS10] M.R. Wisnom, "Modelling discrete failures in composites with interface elements", *University of Bristol, Composites: Part A* 41 (2010) 795–805

[XIN09] L. Xing, K.L. Reifsnider, X. Huang, "Progressive damage modeling for large deformation loading of composite structures", *University of Connecticut, Composites Science and Technology* 69 (2009) 780–784

[YAN04] M.Y. Yang, J.S. Huang, "Numerical analysis of the stiffness and strength of regular hexagonal honeycombs with plateau borders", *National Cheng Kung University, Composite Structures* 64 (2004) 107–114



# Annexes

## Annexe 1 : Modèle des Mines de Paris

Le modèle des Mines de Paris propose de ne prendre en compte que la fissuration transverse [THI02-2]. Le modèle utilise la création de fissures pour augmenter l'endommagement du pli. En effet, la propagation est quasi instantanée, la fissure faisant la largeur et l'épaisseur du pli dans une éprouvette, seul la densité de fissuration intervient donc dans les propriétés du pli.

### Variables d'état

Les fonctions d'état sont écrites sur la base des déformations, le tenseur des déformations est donc une variable d'état. Une variable  $\alpha$  représentant l'endommagement par fissuration matricielle est construite par multiplication de la densité de fissuration  $d$  et de l'épaisseur du pli  $e$  :  $\alpha = d \times e$ , sa variable associée est  $A$ .

Deux variables mésoscopiques caractérisent la géométrie des microfissures,  $m$  est le mode d'ouverture et  $r$  est l'ouverture (distance entre les lèvres), leurs variables associées sont notées  $M$  et  $R$ . Un vecteur  $V$  est créé pour caractériser le travail des microfissures.

### Fonctions et lois d'état

L'énergie libre de l'éprouvette est séparée en une partie élastique de fonction  $\varphi$  et une partie élastique stockée par la création de discontinuités  $\phi$ . La fonction d'énergie libre s'écrit alors :

$$\psi = \psi(\varepsilon, \alpha, m, r) = \varphi(\varepsilon, \vec{V}(\alpha, m, r)) + \phi(m, r) \quad \text{Éq 1}$$

La création de fissures est supposée ne pas impliquer de contraintes résiduelles dans le matériau, la fonction  $\phi$  est donc toujours nulle. L'énergie élastique est ensuite écrite en fonction des invariants du tenseur de déformation et des vecteurs d'endommagement :

$$\varphi = \varphi^0(\varepsilon) + \varphi^N(\varepsilon, V_N) + \varphi^T(\varepsilon, V_T) + \varphi^{NT}(\varepsilon, V_N, V_T) \quad \text{Éq 2}$$

Où :

$$\begin{cases} \varphi^0(\varepsilon) = A_1 \varepsilon_1^2 + A_2 \varepsilon_2^2 + A_3 \varepsilon_1 \varepsilon_2 + A_4 \varepsilon_6^2 = F_0(\varepsilon) \\ \varphi^N(\varepsilon, V_N) = (B_1 \varepsilon_1^2 + B_2 \varepsilon_2^2 + B_3 \varepsilon_1 \varepsilon_2 + B_4 \varepsilon_6^2) V_N^2 = F_N(\varepsilon) V_N^2 = F_N(\varepsilon) f^2(\alpha) U_N^2(m, r) \\ \varphi^T(\varepsilon, V_T) = (C_1 \varepsilon_1^2 + C_2 \varepsilon_2^2 + C_3 \varepsilon_1 \varepsilon_2 + C_4 \varepsilon_6^2) V_T^2 = F_T(\varepsilon) V_T^2 = F_T(\varepsilon) f^2(\alpha) U_T^2(m, r) \\ \varphi^{NT}(\varepsilon, V_N) = (D_1 \varepsilon_1^2 + D_2 \varepsilon_2^2 + D_3 \varepsilon_1 \varepsilon_2 + D_4 \varepsilon_6^2) V_{NT}^2 = F_{NT}(\varepsilon) V_{NT}^2 \\ \quad = F_{NT}(\varepsilon) f^2(\alpha) U_N(m, r) U_T(m, r) \end{cases} \quad \text{Éq 3}$$

Les tenseurs  $C^0$ ,  $C^N$ ,  $C^T$  et  $C^{NT}$  sont posés, ils représentent l'influence de l'endommagement et sa direction.

$$C^0 = \begin{pmatrix} 2A_1 & A_3 & 0 \\ A_3 & 2A_2 & 0 \\ 0 & 0 & 2A_4 \end{pmatrix} ; \quad C^N = \begin{pmatrix} 2B_1 & B_3 & 0 \\ B_3 & 2B_2 & 0 \\ 0 & 0 & 2B_4 \end{pmatrix} ; \quad C^T = \begin{pmatrix} 2C_1 & C_3 & 0 \\ C_3 & 2C_2 & 0 \\ 0 & 0 & 2C_4 \end{pmatrix} \quad \text{Éq 4}$$

$$C^{NT} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & D_1 \\ 0 & 0 & D_2 \\ D_1 & D_2 & D_3 \end{pmatrix}$$

L'énergie libre s'écrit alors :

$$\psi(\varepsilon, \alpha, m, r) = 1/2 [C_{ij}^0 + f^2(\alpha)\{C_{ij}^N U_N^2(m, r) + C_{ij}^T U_T^2(m, r) + C_{ij}^{NT} U_N(m, r) U_T(m, r)\}] \varepsilon_i \varepsilon_j \quad \text{Éq 5}$$

La loi associée à la fonction  $\psi$  s'écrit en fonction des variables et variables d'état associées :

$$d\psi = \frac{\partial \psi}{\partial \varepsilon} d\varepsilon + \frac{\partial \psi}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial \psi}{\partial m} dm + \frac{\partial \psi}{\partial r} dr = \sigma d\varepsilon + A d\alpha + M dm + R dr \quad \text{Éq 6}$$

Par identification avec les équations Éq 5 et Éq 6, les lois d'état sont :

$$\sigma = \frac{\partial \psi(\varepsilon, m, r)}{\partial \varepsilon} = C(\alpha, m, r) \varepsilon \quad \text{Éq 7}$$

$$A(\varepsilon, \alpha, m, r) = \frac{\partial \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial \alpha} = \frac{1}{2} \frac{\partial C_{ij}(\alpha, m, r)}{\partial \alpha} \varepsilon_i \varepsilon_j \quad \text{Éq 8}$$

$$M(\varepsilon, \alpha, m, r) = \frac{\partial \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial m} \quad \text{Éq 9}$$

$$R(\varepsilon, \alpha, m, r) = \frac{\partial \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial r} \quad \text{Éq 10}$$

### Lois d'évolution

En utilisant l'énergie libre, l'inégalité de Clausius-Duhem pour toute évolution du système est :

$$\sigma \dot{\varepsilon} - \dot{\psi} \geq 0 \quad \text{Éq 11}$$

L'endommagement est un phénomène irréversible, la condition  $\dot{\alpha} \geq 0$  est ajoutée aux variables d'état. Cela donne :

$$-A(\varepsilon, \alpha, m, r) \dot{\alpha} - M(\varepsilon, \alpha, m, r) \dot{m} - R(\varepsilon, \alpha, m, r) \dot{r} \geq 0 \quad \forall \dot{\alpha} \geq 0, \forall \dot{m}, \forall \dot{r} \quad \text{Éq 12}$$

L'hypothèse d'absence de frottement entre les lèvres de fissures est posée pour les fissures fermées, les variables  $m$  et  $r$  deviennent non dissipatives, l'inégalité de Clausius-Duhem est réduite à :

$$-A(\varepsilon, \alpha, m, r) \dot{\alpha} \geq 0 \quad \forall \dot{\alpha} \geq 0 \quad \text{Éq 13}$$

La loi d'évolution de l'endommagement est écrite avec un critère convexe  $c(\varepsilon, \alpha, m, r)$  et un seuil d'endommagement  $A^c(\alpha, m, r)$ .

$$d\alpha = \frac{\frac{\partial^2 \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial \alpha \partial \varepsilon_i} d\varepsilon_i + \left( \frac{\partial^2 \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial \alpha \partial m} - \frac{\partial A^c(\alpha, m, r)}{\partial \alpha} \right) dm + \left( \frac{\partial^2 \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial \alpha \partial r} - \frac{\partial A^c(\alpha, m, r)}{\partial r} \right) dr}{\frac{\partial^2 \psi(\varepsilon, \alpha, m, r)}{\partial \alpha^2} - \frac{\partial A^c(\alpha, m, r)}{\partial \alpha}} \quad \text{Éq 14}$$

### Conclusion

Ce modèle permet, grâce à l'utilisation de deux variables internes non dissipatives, de n'écrire qu'une seule fonction d'état pour modéliser le comportement en traction et en compression.

## Annexe 2 : Modèle de Pprime

Le modèle développé à l'Institut Pprime est basé sur un endommagement à directions fixes pour chaque pli [BER12]. Pour décrire l'évolution des propriétés du pli, quatre systèmes d'endommagement sont construits. Le premier est associé au sens des fibres et représente leur rupture ( $N_1$ ). Le deuxième est transverse pour tenir compte des décohésions et de la microfissuration à l'interface fibre-matrice ( $N_2$ ). Le troisième est associé aux directions à  $\pm 45^\circ$  par rapport à l'axe des fibres ( $N_{45}$ ,  $N_{-45}$ ), il représente l'endommagement diffus ( $\rho_{\pm 45}$ ) et les déformations résiduelles ( $\gamma_{\pm 45}$ ). Un dernier système pour prendre en compte l'endommagement hors plan associé au délaminage est défini ( $N_3$ ).

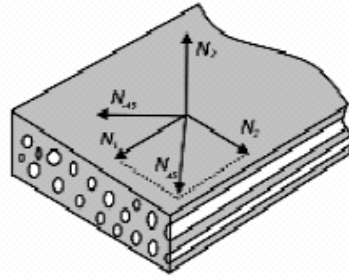


Figure VI-1 : Systèmes d'endommagement choisis [BER12]

### Potentiel thermodynamique

L'énergie de déformation par unité de volume, choisi comme potentiel thermodynamique, est décomposée en trois termes pour représenter les phénomènes dissipatifs. Elle comporte donc un terme qui correspond au comportement élastique réversible, un terme pour l'influence de l'endommagement et un terme pour l'énergie bloquée par glissement :

$$w(\bar{\varepsilon}, \rho_i, \gamma_i, \bar{N}_l) = w^0(\bar{\varepsilon}, \bar{N}_l) + w^d(\bar{\varepsilon}, \rho_i, \bar{N}_l) + w^r(\bar{\varepsilon}, \gamma_i, \bar{N}_l) \quad \text{Éq 15}$$

Le potentiel élastique est construit uniquement avec le tenseur associé au sens des fibres. Son expression est :

$$w^0(\bar{\varepsilon}, \bar{N}_l) = \frac{a_1}{2} (tr \bar{\varepsilon})^2 + a_2 tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_l) tr \bar{\varepsilon} + \frac{b_1}{2} [tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_l)]^2 + 2c_1 tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{\varepsilon}) + 2c_2 tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_l) \quad \text{Éq 16}$$

Les constantes  $a_1, a_2, b_1, c_1$  et  $c_2$  sont des paramètres matériaux qui s'identifient grâce à la matrice de rigidité en résolvant le système suivant :

$$\begin{cases} C_{11} = a_1 + 4c_1 + 2(a_2 + 2c_2) + b_1 \\ C_{22} = a_1 + 4c_1 \\ C_{22} = a_1 + a_2 \\ C_{23} = a_1 \\ C_{55} = 2c_1 + c_2 \end{cases} \quad \text{Éq 17}$$

Le potentiel thermodynamique lié à l'endommagement s'écrit :

$$\begin{aligned} w^d(\bar{\varepsilon}, \rho_i, \bar{N}_i) = \sum_i \rho_i \left\{ \alpha_i \left[ tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{\varepsilon}) - \frac{1}{2} tr(\bar{\varepsilon})^2 + tr(\bar{\varepsilon}) tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i) \right] + \beta_i tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i) \right. \\ \left. + \kappa_i tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i \cdot \bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i) - \left( \frac{3}{2} \alpha_i + 2\beta_i + \kappa_i \right) tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i)^2 H(-tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_i)) \right\} \end{aligned} \quad \text{Éq 18}$$

Où  $\alpha_i, \beta_i$  et  $\kappa_i$  sont des constantes du matériau valables pour un unique système d'endommagement.  $i$  prend les valeurs suivantes 1, 2, 3, +45, -45, ce qui correspond aux directions de l'endommagement.  $H$  est une notation pour la fonction de Heaviside et permet de prendre en compte le comportement unilatéral. Le potentiel thermodynamique lié au glissement est défini selon la forme :

$$w^r(\bar{\varepsilon}, \gamma_i, \bar{N}_i) = \Gamma \gamma_{45} tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_{45}) + \Gamma \gamma_{-45} tr(\bar{\varepsilon} \cdot \bar{N}_{-45}) \quad \text{Éq 19}$$

Où  $\Gamma$  est une constante du matériau.

### Loi d'évolution

La contrainte et les forces thermodynamiques sont obtenues par dérivation du potentiel :

$$\sigma = \frac{\partial w}{\partial \varepsilon} \quad ; \quad Y_\rho = \frac{\partial w}{\partial \rho_i} \quad ; \quad Y_\gamma = \frac{\partial w}{\partial \gamma_i} \quad \text{Éq 20}$$

Seules les déformations qui ouvrent les microfissures, c'est-à-dire une déformation positive orthogonale à un système d'endommagement, font évoluer l'endommagement. Cette hypothèse est utilisée pour l'évolution des variables internes. L'expression générale de la loi d'évolution est :

$$F_{\rho_i} - f_i(\rho_i) \leq 0 \quad \text{Éq 21}$$

$F_\rho$  est la partie de la force thermodynamique respectant l'hypothèse ci-dessus pour chaque système d'endommagement. Deux lois d'évolution sont utilisées pour décrire l'endommagement, la première permet de représenter les ruptures fragiles qui interviennent dans les sens fibres et transverses (système  $N_1, N_2$  et  $N_3$ ).

$$\rho_i = 1 - \exp \left( - \left( \frac{\langle F_{\rho_i} - F_{\rho_{0i}} \rangle}{C \gamma_{\rho_i}} \right)^{n_i} \right) \quad \text{Éq 22}$$

$F_{\rho_{0i}}$  correspond au seuil initial et  $C \gamma_{\rho_i}$  est une constante qui contrôle la vitesse d'évolution. La loi d'évolution de l'endommagement diffus intègre un terme linéaire pour représenter l'évolution progressive de cet endommagement :

$$\rho_i = 1 - \exp \left( - \left( \frac{\langle \sqrt{F_{\rho_i}} - \sqrt{F_{\rho_{0i}}} \rangle}{Cv_{\rho_i}} \right)^{n_i} \right) + Cv_{2\rho_i} \left( \sqrt{F_{\rho_i}} - \sqrt{F_{\rho_{0i}}} \right) \quad \text{Éq 23}$$

$Cv_{2\rho_i}$  est une deuxième constante de vitesse. Le glissement est modélisé par le même type d'expression de l'évolution :

$$F_{\gamma_i} - f_i^{\gamma}(\gamma_i) \leq 0 \quad \text{Éq 24}$$

L'évolution du glissement est linéaire par rapport à sa force thermodynamique :

$$\gamma_i = \frac{F_{\gamma_i} - F_{\gamma_{i0}}}{C\gamma v} \quad \text{Éq 25}$$

Où  $F_{\gamma_i}$ ,  $F_{\gamma_{i0}}$  et  $C\gamma v$  sont respectivement la force thermodynamique associée au glissement, le seuil initial et une constante de vitesse régissant l'évolution. Les variables d'endommagement sont prises en compte dans la rigidité du matériau par le formalisme de Kachanov.

### Conclusion

Les paramètres de ce modèle sont simples à identifier grâce à des essais matériaux, cela facilite l'utilisation du modèle. Il prend en compte un grand nombre de phénomènes d'endommagement ainsi que les sollicitations hors plan.

### Annexe 3 : Modèle de Cachan

Le modèle de Cachan propose de séparer le stratifié en deux composants distincts. Le premier est le pli, classiquement décrit, le deuxième est l'interface entre deux plis adjacents ce qui permet la prise en compte du délaminage. Le modèle prend trois types d'endommagement en compte : les ruptures de fibres, l'endommagement diffus et la fissuration transverse. Le modèle a tout d'abord été construit en contrainte plane puis étendu aux sollicitations tridimensionnelles [LUB08].

#### Energie élastique

L'énergie élastique du pli est définie par la relation suivante :

$$2e_d = \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{bmatrix}^t [S] \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{bmatrix} + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0(1 - \bar{d}_{12})(1 - \bar{d})} + \frac{\sigma_{13}^2}{G_{13}^0(1 - \bar{d})} + \frac{\sigma_{23}^2}{G_{23}^0(1 - \bar{d}_{23})(1 - \bar{d}_{23})} \quad \text{Éq 26}$$

Où le tenseur de souplesse [S] est défini par :

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{E_1^0(1 - d_F)} & -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0(1 - d_F)} & -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0(1 - d_F)} \\ -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0(1 - d_F)} & \frac{1}{(1 - \langle \sigma_{22} \rangle_+ \bar{d}_{22})(1 - \langle \sigma_{22} \rangle_+ \bar{d}') E_2^0} & -\frac{\nu_{23}^0}{(1 - \langle \sigma_{22} \rangle_+ \bar{d}_{22}) E_2^0} \\ -\frac{\nu_{12}^0}{E_1^0(1 - d_F)} & -\frac{\nu_{23}^0}{(1 - \langle \sigma_{22} \rangle_+ \bar{d}_{22}) E_2^0} & \frac{1}{E_2^0(1 - \langle \sigma_{33} \rangle_+ \bar{d}')} \end{bmatrix} \quad \text{Éq 27}$$

Et

$$(1 - \tilde{d}_{23}) = \frac{1 - \tilde{d}'}{1 - \frac{\nu_{23}^0}{1 + \nu_{23}^0} \tilde{d}'} \quad \text{Éq 28}$$

Dans les formules précédentes, la notation  $(\cdot^0)$  indique une valeur du matériau sain. Les variables  $d_F$ ,  $\tilde{d}$ ,  $\tilde{d}'$ ,  $\bar{d}_{12}$ ,  $\bar{d}_{22}$  et  $\bar{d}_{23}$  correspondent respectivement à la variable d'endommagement dans l'axe des fibres, à l'endommagement diffus en cisaillement et transverse, à la fissuration transverse en cisaillement plan et hors plan ainsi qu'en transversal. La notation  $\langle \cdot \rangle_+$  désigne les crochets de Macauley, soit  $\langle x \rangle_+ = \max\{0, x\}$ .

### Equation d'état

L'endommagement des fibres est modélisé par une loi fragile dont la force thermodynamique associée s'écrit :

$$Y_{d_F} = - \frac{\partial \langle \langle e_d \rangle \rangle}{\partial d_F} \quad \text{Éq 29}$$

Le caractère fragile de loi implique que la variable d'endommagement ne peut prendre que deux valeurs, 0 ou 1. La valeur change lorsque la force thermodynamique dépasse la valeur seuil, ce seuil étant différent en traction et en compression.

$$\begin{aligned} d_F &= 1 \text{ si } Y_{d_F} > Y_F^t \text{ et } \sigma_{11} > 0 \\ d_F &= 1 \text{ si } Y_{d_F} > Y_F^c \text{ et } \sigma_{11} < 0 \\ d_F &= 0 \text{ sinon} \end{aligned} \quad \text{Éq 30}$$

L'endommagement diffus, caractérisé par les variables  $\tilde{d}$  et  $\tilde{d}'$ , est régi par les forces thermodynamiques respectivement associées aux variables :

$$Y_{\tilde{d}} = - \frac{\partial \langle \langle e_d \rangle \rangle}{\partial \tilde{d}} \quad ; \quad Y_{\tilde{d}'} = - \frac{\partial \langle \langle e_d \rangle \rangle}{\partial \tilde{d}'} \quad \text{Éq 31}$$

Le couplage entre ces deux forces thermodynamiques est défini de la manière suivante :

$$\tilde{Y} = Y_{\tilde{d}} + b_2 Y_{\tilde{d}'} \quad \text{Éq 32}$$

Les variables d'endommagement évoluent en fonction des forces thermodynamiques et des seuils associés :

$$\tilde{d} = \sup_{\tau \leq t} \frac{\sqrt{Y} - \sqrt{Y_0}}{\sqrt{Y_c} - \sqrt{Y_0}} \quad ; \quad \tilde{d}' = b_3 \tilde{d} \quad \text{Éq 33}$$

Les constantes  $b_2$ ,  $b_3$ ,  $Y_0$ ,  $Y_c$  sont des paramètres identifiés expérimentalement.

L'évolution de la fissuration transverse, donc de l'endommagement selon ce phénomène, est gouvernée par le taux de restitution d'énergie :

$$\bar{Y}_\rho = \left[ \bar{Y}_{22} \frac{\partial \bar{d}_{22}}{\partial \rho} + \bar{Y}_{12} \frac{\partial \bar{d}_{12}}{\partial \rho} + \bar{Y}_{23} \frac{\partial \bar{d}_{23}}{\partial \rho} \right] \quad \text{Éq 34}$$

$\bar{Y}_{22}$ ,  $\bar{Y}_{12}$  et  $\bar{Y}_{23}$  sont les contributions de chaque mode à la force thermodynamique  $\bar{Y}_\rho$ ,  $H$  représente l'épaisseur du pli et  $\rho$  correspond à un taux de fissuration.

$$\bar{Y}_{22} = H \left[ \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+}{2E_2^0 (1 - \bar{d}_{22})^2 (1 - \bar{d}') - \frac{\nu_{23}^0}{E_2^0 (1 - \bar{d}_{22})} \sigma_{33} \langle \sigma_{22} \rangle_+} \right] \quad \text{Éq 35}$$

$$\bar{Y}_{12} = H \left[ \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0 (1 - \bar{d}_{12})^2 (1 - \bar{d})} \right] \quad \text{Éq 36}$$

$$\bar{Y}_{23} = H \left[ \frac{\sigma_{23}^2}{2G_{23}^0 (1 - \bar{d}_{23})^2 (1 - \bar{d}_{23})} \right] \quad \text{Éq 37}$$

L'évolution de l'endommagement par fissuration transverse est gouvernée par les relations suivantes :

$$\rho = \sup_{\tau \leq t} \left[ \mathcal{G} \left\{ ((\gamma_I \bar{Y}_{22})^\alpha + (\gamma_{II} \bar{Y}_{12})^\alpha + (\gamma_{III} \bar{Y}_{23})^\alpha)^{\frac{1}{\alpha}} \right\} \right] \quad \text{Éq 38}$$

$$\bar{d}_{22} = f_{22}(\rho) \quad ; \quad \bar{d}_{12} = f_{12}(\rho) \quad ; \quad \bar{d}_{23} = f_{23}(\rho) \quad \text{Éq 39}$$

$$\gamma_I = \frac{1}{G_I^c} \quad ; \quad \gamma_{II} = \frac{\frac{\partial f_{12}}{\partial \rho}}{\frac{\partial f_{22}}{\partial \rho} G_{II}^c} \quad ; \quad \gamma_{III} = \frac{\frac{\partial f_{23}}{\partial \rho}}{\frac{\partial f_{22}}{\partial \rho} G_{III}^c} \quad \text{Éq 40}$$

$$\mathcal{G} : x \rightarrow \frac{\partial f_{22}}{\partial \rho}^{-1} \left( \frac{1}{x} \right) \quad \text{Éq 41}$$

Lorsque la saturation de fissuration matricielle est atteinte [REN06], soit  $\rho = \rho_s$ , l'endommagement est défini par :

$$\bar{d}_{22} = f_{22}(\rho_s) \quad ; \quad \bar{d}_{12} = f_{12}(\rho_s) \quad ; \quad \bar{d}_{23} = f_{23}(\rho_s) \quad \text{Éq 42}$$

### Conclusion

Le modèle de Cachan permet de déterminer l'endommagement d'un stratifié dans le plan et hors plan. En effet, l'utilisation d'une interface entre les plis permet la prise en compte du délaminage.

#### Annexe 4 : Modèle de l'ONERA

Le modèle de l'ONERA est basé sur une approche multi-échelle de l'endommagement [LAU07]. En effet, les phénomènes microscopiques sont décrits à leur échelle puis un changement permet une écriture complète du modèle à l'échelle mésoscopique. Le modèle tient compte des cas de chargements tridimensionnels.

##### Loi de comportement

Le comportement mésoscopique du pli est défini par une loi thermo-viscoélastique :

$$\sigma = C^0 : (\varepsilon^T - \varepsilon^{th} - \varepsilon^{ve}) \quad \text{Éq 43}$$

Où  $C^0$  est la matrice de rigidité initiale,  $\varepsilon^T$  la déformation totale,  $\varepsilon^{th}$  la déformation thermique et  $\varepsilon^{ve}$  la déformation visqueuse. Le modèle d'endommagement progressif est, contrairement aux travaux de Kachanov, basé sur la matrice de souplesse. Lorsque l'endommagement évolue, la souplesse élastique effective  $\tilde{S}$  augmente.

$$\tilde{S} = S^0 + d_2 H_2 + d_3 H_3 \quad \text{Éq 44}$$

Où  $S^0$  est la matrice de souplesse initiale (Éq 45) et  $d_2 H_2$  et  $d_3 H_3$  sont des tenseurs qui représentent les effets des ruptures de fibres et de la fissuration matricielle.

$$S^0 = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad \text{Éq 45}$$

Le tenseur représentant l'effet des ruptures de fibres est donné dans l'Éq 46, il distingue les chargements de traction et compression afin de prendre en compte l'ouverture et la fermeture des fissures.

$$H_2 = \begin{bmatrix} (\eta_1 h_{11}^+ + (1 - \eta_1) h_{11}^-) S_{11}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & h_{66}^f S_{66}^0 \end{bmatrix} \quad \text{avec} \quad \eta_1 = \begin{cases} 1, & \text{si } \sigma_{11} \geq 0 \\ 0, & \text{si } \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad \text{Éq 46}$$

Le tenseur qui représente la fissuration matricielle possède la même distinction de comportement traction-compression :

$$H_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & (\eta_2 h_{22}^+ + (1 - \eta_2) h_{22}^-) S_{22}^0 & 0 \\ 0 & 0 & h_{66}^m S_{66}^0 \end{bmatrix} \quad \text{avec} \quad \eta_2 = \begin{cases} 1, & \text{si } \sigma_{22} \geq 0 \\ 0, & \text{si } \sigma_{22} < 0 \end{cases} \quad \text{Éq 47}$$

Les coefficients  $h_{11}^\pm$ ,  $h_{22}^\pm$ ,  $h_{66}^f$  et  $h_{66}^m$  représentent les effets de l'endommagement sur la matrice de souplesse du pli. Ces constantes sont déterminées par une approche micromécanique.

### Modélisation des micro-dommages

La dénomination micro-dommage regroupe les décohésions fibre/matrice et la microfissuration. Ils sont modélisés par une loi d'endommagement scalaire :

$$y_i = (y_i^{npy} + a_{yi} y_i^{tpy})^{1/pty} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} y_i^n = \frac{1}{2} C_{mii} \varepsilon_{mi}^{e+2} \\ y_i^t = \frac{1}{2} (b_i C_{mjj} \varepsilon_{mj}^{e+2} + b_i^p C_{mii} \varepsilon_{mi}^{e+2}) \end{cases} \quad \text{pour} \quad \begin{cases} i = (2,3) \\ j = (4,5) \end{cases} \quad \text{Éq 48}$$

Où  $C_m$  est la matrice de rigidité de la matrice,  $\varepsilon_{mi}^{e+}$  est la partie positive du tenseur des déformations de la matrice et  $y_i$  sont les forces thermodynamiques associées.

$$\mu_i = d_i^c \left( 1 - e^{-\left( \frac{(\sqrt{y_i} - \sqrt{y_i^0})^+}{\sqrt{y_i^c}} \right)^{p_i}} \right) \quad \text{avec} \quad \dot{\mu}_i \geq 0 \quad \text{pour} \quad i = (2,3) \quad \text{Éq 49}$$

$\mu_i$  est la variable qui décrit les micro-dommages dans les axes principaux du pli.

### Critères de rupture

Les critères de rupture sont basés sur les travaux de Hashin [HAS73], deux modes sont pris en compte : rupture de fibres et rupture inter-fibres (décohésions fibre-matrice et propagation de fissures).

- Rupture dans le sens longitudinal en traction :

$$f_1^+ = \frac{Y_{1+}^{eq}}{Y_{1+}^0} = 1 \quad \text{avec} \quad \begin{cases} Y_{1+}^{eq} = {}^t\sigma : F_{1+}^{1+} : \sigma \\ Y_{1+}^0 = 1 \end{cases} \quad \text{Éq 50}$$

$F_{1+}^{1+}$  est un tenseur de rupture des fibres. Seule sa composante  $F_{11}^{1+}$  est non nulle en traction ( $\sigma_{11} \geq 0$ ). Le critère de rupture en traction dans le sens des fibres intègre également les ruptures de fibres faibles et le couplage avec les micro-dommages.

$$F_{11}^{1+} = \frac{1}{\tilde{X}_t^2} \quad \text{avec} \quad \tilde{X}_t = \Lambda X_t^{UD} + X_t^{dry} (1 - \Lambda) \quad \text{Éq 51}$$

Avec  $\Lambda = e^{-h_{1t}(\mu_2 + \mu_3)}$ ,  $X_t^{UD}$  la limite en traction longitudinale d'un pli unidirectionnel sain et  $X_t^{dry}$  la limite à rupture d'un toron de fibres sèches.  $\mu_2$  et  $\mu_3$  sont des variables associées aux micro-dommages, décohésions fibres-matrice et microfissuration.

- Rupture dans le sens longitudinal en compression :

La rupture en compression longitudinale est due à la formation d'une bande de cisaillement dans les fibres. Cette bande se crée avec un angle  $\theta$  par rapport à l'axe des fibres supposé égal à  $45^\circ$ .

$$\max_{\pm\theta} \left( g_n^{1-} \tau_n^{(1,i)\pm\theta} \gamma_n^{(1,i)\pm\theta} \right) + \max_{\pm\theta} \left( g_t^{1-} \tau_t^{(1,i)\pm\theta} \gamma_t^{(1,i)\pm\theta} \right) = \tilde{Y}_{1-} \quad \text{avec} \quad i=(2,3) \quad \text{Éq 52}$$

Avec  $g(\sigma)$  une fonction non linéaire représentant la viscosité et  $\tau_n^{(1,i)\pm\theta}$ ,  $\gamma_n^{(1,i)\pm\theta}$ ,  $\tau_t^{(1,i)\pm\theta}$ ,  $\gamma_t^{(1,i)\pm\theta}$  respectivement les contraintes et déformations de cisaillement dans le plan (1,i).

$$\tilde{Y}_{1-} = Y_{1-}^0 \frac{1 - \mu_f}{1 + h_{1-}(\mu_2 + \mu_3)} \quad \text{Éq 53}$$

$\mu_f$  est une variable de micro-dommage dû aux ruptures prématurées des fibres faibles.

$$\mu_f = 1 - e^{-\left(\frac{\langle \sigma_{11}^f - \sigma_1^{of} \rangle^+}{\sigma_1^{cf}}\right)^m} \quad \text{Éq 54}$$

Où  $\langle . \rangle^+$  sont les crochets de Macauley.

- Rupture dans le sens transverse en traction :

$$f_i^+ = \frac{Y_{i+}^{eq}}{Y_{i+}^0} = 1 \quad \text{avec} \quad \begin{cases} Y_{i+}^{eq} = {}^t\sigma : F^{i+} : \sigma \\ Y_{i+}^0 = Y_{i+}^0 (1 - \mu_f) \end{cases} \quad \text{Éq 55}$$

$F^{i+}$  est un tenseur de rupture de la matrice. Seules les composantes suivantes sont non nulles :

$$F_{ii}^{i+} = \frac{1}{\tilde{Y}_t^2} \quad ; \quad F_{23}^{i+} = \frac{1}{\tilde{S}_{23}^2} \quad ; \quad F_{1i}^{i+} = \frac{1}{\tilde{S}_{1i}^2} \quad \text{Éq 56}$$

Avec  $\tilde{Y}_t = Y_t^0 / (1 + h_{it}\mu_i)^2$ ,  $\tilde{S}_{23} = S_{23}^0 / (1 + h_{23t}\mu_i)^2$  et  $\tilde{S}_{1i} = S_{1i}^0 / (1 + h_{1it}\mu_i)^2$ .  $Y_t^0$ ,  $Z_t^0$ ,  $S_{12}^0$ ,  $S_{13}^0$  et  $S_{23}^0$  sont respectivement la contrainte à rupture en traction plan, hors plan et en cisaillement. Ce critère de rupture est valable en traction plan (i=2) et hors plan (i=3 et Z remplace Y).

- Rupture dans le sens transverse en compression :

La rupture en compression transverse intervient avec un angle  $\pm\alpha$  par rapport à l'axe de sollicitation supposé égal à  $45^\circ$  par simplicité. L'influence de l'angle est relativement limitée.

$$\max_{\pm\theta} \left( g_n^{i-} \tau_n^{(i,j)\pm\alpha} \gamma_n^{(i,j)\pm\alpha} \right) + \max_{\pm\theta} \left( g_t^{i-} \tau_t^{(i,j)\pm\alpha} \gamma_t^{(i,j)\pm\alpha} \right) = \tilde{Y}_{i-} \quad \text{avec} \quad i \neq j = (2,3) \quad \text{Éq 57}$$

Si  $\sigma_i < 0$  et  $\tau_n^{(i,j)\pm\alpha}$ ,  $\gamma_n^{(i,j)\pm\alpha}$ ,  $\tau_t^{(i,j)\pm\alpha}$ ,  $\gamma_t^{(i,j)\pm\alpha}$  respectivement les contraintes et déformations de cisaillement dans le plan (i,j).

$$\tilde{Y}_{i-} = Y_{i-}^0 \frac{1 - \mu_f}{1 + h_{i-}(\mu_2 + \mu_3)} \quad \text{Éq 58}$$

### Loi d'évolution

La cinétique d'endommagement représente l'évolution de la densité de fissures dans le pli. Cet endommagement est défini par deux variables  $d_2$  et  $d_3$  décrivant respectivement les ruptures de fibres et la fissuration matricielle.

$$d_i = \alpha_i \left\langle \frac{\sqrt{Y_i^{eq}}}{\sqrt{Y_i^0}} - 1 \right\rangle^+ ; \quad \dot{d}_i \geq 0 \quad \text{Éq 59}$$

Les constantes  $\alpha_i$  caractérisent la cinétique d'endommagement pour  $i=(2,3)$ . La rupture des fibres dans une pièce, dans le cas où ce ne sont pas les fibres faibles, entraîne la rupture finale de manière brutale. En pratique, caractériser l'évolution de l'endommagement dans le sens fibre n'est pas nécessaire, le calcul s'arrête dès que le critère dans le sens fibre est atteint. Une progressivité peut être obtenue en introduisant la notion de probabilité de rupture de fibres.

### Conclusion

Le modèle de l'ONERA prend en compte la totalité des phénomènes endommageants en traction. Cela rend le modèle très complet mais également complexe et plus difficile à identifier. Il tient compte par la fissuration matricielle de l'endommagement hors plan.

## Annexe 5 : Modèle de Xing

Ce modèle est défini pour des états de contraintes bidimensionnels dans les plis tissés [XIN09]. Il est basé sur un comportement linéaire élastique puis un comportement plastique. La plasticité est définie selon l'angle de sollicitation et le taux de déformation.

### Loi de comportement

L'énergie élastique du pli est la suivante :

$$w = \frac{1}{2} \left( \frac{\sigma_{11}^2}{E_1} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \sigma_{11} \sigma_{22} + \frac{\sigma_{22}^2}{E_2} + \frac{\sigma_{11}^2}{G_{12}} \right) \quad \text{Éq 60}$$

Dans le cas où l'effort est appliqué à un angle  $\theta$  par rapport à l'axe des fibres, l'énergie élastique s'écrit :

$$w = \frac{1}{2} \sigma_\theta^2 \left[ \frac{1}{E_1} \cos^4 \theta + \left( \frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \frac{1}{E_2} \sin^4 \theta \right] \quad \text{Éq 61}$$

Le comportement des plis tissés possède une partie élastique linéaire et, lorsque la sollicitation est désaxée par rapport aux fibres, une partie plastique non linéaire. La déformation élastique se calcule selon la formule :

$$\varepsilon_\theta^l = \frac{\partial w}{\partial \sigma_\theta} = \frac{\sigma_\theta}{E_1} h_l^2(\theta) \quad \text{Éq 62}$$

Un modèle de plasticité pour des composites tridimensionnels basé sur une fonction seuil quadratique est proposé. :

$$2f(\sigma_{ij}) = \sum_{i=1}^3 a_{ii} \sigma_{ii}^2 + 2 \sum_{i < j=2}^3 a_{ij} \sigma_{ii} \sigma_{jj} + 2 \sum_{i < j=2}^3 a_{i+3, i+3} \sigma_{ij}^2 = k \quad \text{Éq 63}$$

Où  $k$  est une variable d'état. Les contraintes sont exprimées dans le repère matériau. Lorsque le modèle est écrit en contrainte plane, cette fonction est réduite à :

$$2f = \sigma_x^2 h^2(\theta) \quad \text{Éq 64}$$

Avec

$$h(\theta) = \sqrt{\frac{3}{2}(\cos^4\theta + a_{22}\sin^4\theta + 2(a_{12} + a_{66})\sin^2\theta\cos^2\theta)} \quad \text{Éq 65}$$

La contrainte effective dans le matériau est introduite :

$$\sigma^* = \sqrt{3f} \quad \text{Éq 66}$$

Le travail plastique par unité de volume peut alors s'écrire :

$$dW^p = \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij}^p = 2f d\lambda = \sigma^* d\varepsilon^{*p} \quad \text{Éq 67}$$

Où  $\varepsilon^{*p}$  est la déformation plastique effective définie par :

$$d\varepsilon^{*p} = \frac{2}{3}\sigma^* d\lambda \quad ; \quad d\lambda = \frac{3}{2} \left( \frac{d\varepsilon^{*p}}{d\sigma^*} \right) \left( \frac{d\sigma^*}{\sigma^*} \right) \quad \text{Éq 68}$$

L'allure de la courbe contrainte effective  $\sigma h(\theta)$ -déformation effective  $\varepsilon^n/h(\theta)$  est donnée par la loi puissance :

$$\bar{\varepsilon}^p = \chi(\bar{\varepsilon}^p)^m (\bar{\sigma})^n \quad \text{Éq 69}$$

Où  $\chi$  et  $m$  sont des constantes du matériau.

### **Critère de rupture**

Un critère basé sur les équations de Monkman-Grant est créé. Celui-ci intègre la dépendance à la vitesse de déformation de la réponse du matériau.

$$C_\theta = h(\theta)^n \cdot t_b \cdot (\dot{\varepsilon})^m \quad \text{Éq 70}$$

$C_\theta$ ,  $n$  et  $m$  sont des constantes du matériau. Le temps de rupture  $t_b$  correspond au temps à partir duquel le taux de déformation devient instable.

### **Conclusion**

Ce modèle représente le comportement du pli par un comportement élastique linéaire puis une partie plastique. L'endommagement est défini uniquement par la plasticité. Il est valable pour toutes orientations et différents taux de déformation allant de l'essai statique à un essai dynamique.

## Annexe 6 : Modèle du LMA

Le modèle du LMA est basé sur les travaux réalisés par P. Ladevèze et al. [LAD98] au sein du LMT Cachan. Ce modèle est valable pour tous les tissés équilibrés, quel que soit le tissage employé. Le modèle ne considère que les décohésions fibre-matrice et la microfissuration [HOC01]. En effet, chaque croisement entre fil de chaîne et fil de trame bloque la propagation des fissures.

### Loi de comportement

Le comportement dans le sens des fibres est linéaire élastique fragile, l'endommagement n'affecte donc pas le comportement dans ces directions, uniquement en cisaillement. En revanche, une sollicitation dans les sens fibres génère des microfissures dans la matrice ce qui influe sur le comportement en cisaillement. Ces fissures sont supposées parallèles aux fibres. Trois variables d'endommagement sont utilisées,  $d_1$ ,  $d_2$  et  $d_{12}$  associées respectivement aux ruptures de fibres en sens chaîne et trame et à la baisse de rigidité en cisaillement. L'énergie de déformation en contraintes planes et petites déformations s'écrit :

$$E_D^{ps} = \frac{1}{2} \left[ \frac{\langle \sigma_1 \rangle_+^2}{E_1^0(1-d_1)} + \frac{\langle \sigma_1 \rangle_-^2}{E_1^0} + \frac{\langle \sigma_2 \rangle_+^2}{E_2^0(1-d_2)} + \frac{\langle \sigma_2 \rangle_-^2}{E_2^0} - 2 \frac{\nu_{12}^0}{E_1^0} \sigma_1 \sigma_2 + \frac{\sigma_{12}^2}{G_{12}^0(1-d_{12})} \right] \quad \text{Éq 71}$$

L'exposant 0 indique que la propriété est celle du matériau sain.  $\langle \cdot \rangle_+$  et  $\langle \cdot \rangle_-$  sont respectivement la partie positive et négative.

Les forces thermodynamiques associées aux endommagements avec  $i=(1, 2)$  sont :

$$Y_{d_i} = \frac{\partial E_D^{ps}}{\partial d_i} = \frac{\langle \sigma_i \rangle_+^2}{2E_i^0(1-d_i)^2} \quad ; \quad Y_{d_{12}} = \frac{\partial E_D^{ps}}{\partial d_{12}} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_{12})^2} \quad \text{Éq 72}$$

Afin de prendre en compte le couplage traction/cisaillement dans le développement de l'endommagement en cisaillement  $d_{12}$ , une force thermodynamique équivalente est définie :

$$Y = \alpha_1 Y_{d_1} + \alpha_2 Y_{d_2} + Y_{d_{12}} \quad \text{Éq 73}$$

Où  $\alpha_1$  et  $\alpha_2$  sont les coefficients de couplage. Cette force thermodynamique régit l'endommagement progressif en cisaillement.

En cisaillement, les fibres de chaîne et de trame glissent avec frottement les unes sur les autres, ce phénomène provoque une non-linéarité dans le comportement. Cette non-linéarité est modélisée par un écrouissage cinématique. La contrainte effective et la déformation effective sont alors définies :

$$\tilde{\sigma}_{12} \dot{\varepsilon}_{12}^p = \sigma_{12} \dot{\varepsilon}_{12}^p \quad \text{Éq 74}$$

Avec :

$$\tilde{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{(1-d_{12})} \quad ; \quad \dot{\varepsilon}_{12}^p = \dot{\varepsilon}_{12}^p (1-d_{12}) \quad \text{Éq 75}$$

La fonction d'écrouissage s'écrit :

$$f = |\tilde{\sigma}_{12} - X(\dot{\varepsilon}_{12}^p)| - R_0 \quad \text{Éq 76}$$

Où  $R_0$  est le seuil initial de plasticité et  $X$  une loi linéaire.

### **Critère de rupture**

Pour représenter le caractère élastique fragile du pli dans les sens fibres, les variables  $d_1$  et  $d_2$  passent subitement à 1 lorsque le seuil est dépassé. La loi d'évolution de la variable en cisaillement est :

$$d_{12} = \left\langle \frac{\sqrt{\underline{Y}} - \sqrt{Y_0}}{\sqrt{Y_c} - \sqrt{Y_0}} \right\rangle \quad ; \quad \underline{Y}(t) = \sup_{\tau \leq t} (Y(\tau))$$

$$d_1 = d_2 = 0 \quad \text{si} \quad \begin{cases} d_{12} < 1 \\ Y_{d_1} < Y_{1f} \\ Y_{d_2} < Y_{2f} \end{cases} \quad \text{Éq 77}$$

$$\text{sinon} \quad d_{12} = d_1 = d_2 = 1$$

Où  $Y_0$  et  $Y_c$  correspondent respectivement au seuil et à la valeur critique de l'endommagement en cisaillement  $d_{12}$ .  $Y_{1f}$  et  $Y_{2f}$  sont les forces à rupture dans les sens chaîne et trame.

Afin d'éviter la localisation lors des calculs numériques et de mieux appréhender les mécanismes de rupture, le critère de l'Éq 77 est remplacé par un critère non local. Le critère se présente sous la forme d'une moyenne sur un cylindre de hauteur égale à celle du pli, le diamètre de la base est déterminé expérimentalement pour le matériau. Le cylindre est centré au point de calcul du critère qui devient :

$$\bar{Y}_{d_i} = \frac{1}{V} \int_V Y_{d_i} dV \quad \text{et} \quad \bar{Y}_{d_i} < Y_{i_f} \quad \text{Éq 78}$$

### **Conclusion**

Le modèle du LMA détermine l'endommagement de tous plis tissés à condition qu'ils soient équilibrés. Le modèle tient compte du couplage qui existe entre la traction et le cisaillement pour calculer la santé du pli. La rupture est appréhendée par un critère non local original et efficace.



## Résumé

Les ailes d'avion sont composées d'une part croissante de pièces composites. Afin de réduire les coûts de production et de certification des assemblages, une nouvelle architecture en caissons creux, en fabrication 'one shot', est proposée. Cette structure contient des liaisons en T entre des sections sandwichs. Le comportement et les modes de dégradation de cette structure sont méconnus. Une méthodologie multi-échelle est mise en place pour appréhender l'endommagement de la voilure et ainsi améliorer l'outil numérique de dimensionnement.

Tout d'abord, des systèmes essai – éprouvette spécifiques sont conçus pour représenter les modes de sollicitation de la liaison dans la voilure. Une analyse fine des essais instrumentés permet d'appréhender les scénarios d'endommagement pour chaque mode. Les premiers stades sont principalement pilotés par le nid d'abeille (cisaillement, déchirement). Un modèle numérique 3D permet de représenter les premiers stades d'endommagement. Il est construit avec une représentation en coque du nid d'abeille intégrant les variabilités de la structure (collage, déformation de cellules). Egalement, une loi de comportement élasto-plastique endommageable des matériaux constitutifs de la voilure (plis unidirectionnels et tissés) est développée et implémentée pour les stratifiés multi-matériaux. Sur les bases de ce modèle, une modélisation simplifiée du comportement de la liaison est développée. Elle consiste à assembler des coques par des connecteurs avec des propriétés élasto-plastiques. La création d'un calcul prédictif de voilure intègre le modèle simplifié de comportement de la liaison.

**Mots-clés :** ailes, composites à fibres de carbone, structures en nid d'abeille, endommagement, éléments finis, liaison T, corrélation numérique-expérimental

## Abstract

Aircraft wings are composed of a growing composite part portion. To reduce production and assembly certification costs, a new hollow box architecture is proposed with a one shot manufacturing process. This structure includes T-connections between honeycomb sandwich panels. Mechanical behavior and degradation modes are unknown for this structure. A multiscale methodology is developed to deepen the wing damage knowledge and to improve the numerical sizing tool.

Firstly, specimen-testing couples are designed to represent the loading modes of the T-connections. A detailed analysis of instrumented testing allows to understand the damage scenarios for each mode. The first damage stages are mainly driven by the honeycomb behavior (shear, tear). A 3D numerical model represents the first damage stages. It is built with a shell representation of the honeycomb which integrates the structure variability (bonding, deformation of cells). An elastic-plastic damage law (unidirectional and woven plies) is developed for the wing materials. Then, it is implemented for multi material laminate. Based on this model, a simplified modeling is realized for the connection behavior. It consists of assembling shells by connectors with elastic-plastic properties. Building a predictive wing simulation requires a simplified model integration of the T-bond behavior.

**Keywords :** fenders, carbon composites, honeycomb structures, continuum damage mechanics, finite element method, T-bond, numerical-experimental correlation