



**HAL**  
open science

**Vulnérabilité au souffle d'un fuselage composite :  
approche par évaluateur technologique  
multi-instrumenté**

Thibaut Paccou

► **To cite this version:**

Thibaut Paccou. Vulnérabilité au souffle d'un fuselage composite : approche par évaluateur technologique multi-instrumenté. Science des matériaux [cond-mat.mtrl-sci]. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2018. Français. NNT : 2018TOU30273 . tel-04213428

**HAL Id: tel-04213428**

**<https://theses.hal.science/tel-04213428>**

Submitted on 21 Sep 2023

**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.



# THÈSE

En vue de l'obtention du

## DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)

---

**Présentée et soutenue par :**

**Thibaut PACCOU**

**le** 27 Juin 2018

**Titre :**

Vulnérabilité au souffle d'un fuselage composite : approche par évaluateur technologique multi-instrumenté.

---

**École doctorale et discipline ou spécialité :**

ED MEGEP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

**Unité de recherche :**

Institut Clément Ader

**Directeur/trice(s) de Thèse :**

Francis Collombet, Professeur des Universités, ICA : Directeur

Laurent Crouzeix, Maître de Conférences, ICA : Co-directeur

**Jury :**

Jean-Claude Grandidier, Professeur des Universités, ISAE ENSMA : Rapporteur

Jean-François Maire, Directeur de Département, ONERA Châtillon : Rapporteur

Justine Corbel, Ingénieure de recherche, DGA TN : Examinatrice

Jean-Jacques Marigo, Professeur des Universités, Ecole Polytechnique : Examineur

Bertrand Langrand, ONERA Lille : Invité - Eve Roger, DGA TT : Invitée

Alain Rouquand, CEA Gramat : Invité - Michel Mahé, Airbus : Invité

Eric Lafontaine, DGA DS : Invité - Yves-Henri Grunevald, CES : Invité



# Remerciements

Les travaux effectués au cours de cette thèse ont été effectués au Laboratoire de Léthalité des Armes (LLA) du centre de Gramat du Commissariat à l’Energie Atomique et aux Energies Alternatives (CEA) d’une part, et au sein de l’Institut Clément Ader de Toulouse d’autre part. Ils ont été financés en partie par la région Occitanie (Midi-Pyrénées au début de la thèse) ainsi que par l’Agence Nationale de la Recherche dans le cadre du projet BLAST.

Je tiens à remercier en premier lieu mon directeur de thèse Francis Collombet pour m’avoir guidé durant ces trois années. Son implication au jour le jour, ses conseils et ses encouragements ont permis la réalisation de ces travaux dans les meilleures conditions.

Je tiens ensuite à remercier mon encadrant et collègue de bureau pendant près de 2 ans à Gramat, Alain Rouquand. Il a su partager son expérience et son savoir dans les domaines de la dynamique rapide et de la détonique, et ses conseils avisés ont permis à tout le volet dynamique de la thèse de se dérouler du mieux possible.

J’adresse mes remerciements à Laurent Crouzeix, mon co-directeur de thèse, pour ses discussions toujours très intéressantes et son soutien au cours de ces trois années. Je le remercie également pour son aide colossale apportée lors de la fabrication des évaluateurs.

Je souhaite ensuite remercier Jean-Claude Grandidier et Jean-François Maire, les rapporteurs de ce mémoire, ainsi que Justine Corbel, Jean-Jacques Marigo, Bertrand Langrand, Eve Roger, Michel Mahé et Eric Lafontaine, les autres membres du jury, pour l’attention qu’ils ont bien voulu porter à ces travaux ainsi que pour les remarques pertinentes qu’ils ont pu apporter.

Je remercie Yves-Henri Grunevald pour son aide tout au long de cette thèse. Son expertise dans le domaine des composites ainsi que sa vision sans superflus ont grandement aidé à la réalisation et à l’évolution des évaluateurs présentés dans ce manuscrit.

Je tiens à remercier l’ensemble des personnes ayant pris part aux différentes campagnes d’essais qui ont été réalisées au cours de cette thèse. Je remercie tout d’abord Audrey Coradi et Laurent Thamié du LLA pour avoir effectué le suivi des campagnes. Je remercie également les différents membres des équipes du Laboratoire Pyrotechnie et Lanceurs (LPL) qui ont

réalisé les essais à proprement parler : Francis Core, Pascal Hereil, Christophe Richard, Christian Prieur, Vincent Chuzeville, Frederic Couvidat, José Camus, Virgile Guyot et Olivier Chaumeil. Leur implication et leur savoir-faire a permis de réaliser avec succès les différents essais présentés dans ce mémoire.

J'adresse un grand merci à Yohan Barbarin pour son aide inestimable concernant les fibres optiques à réseaux de Bragg, allant de la préparation des fibres, à leur implantation ou à l'utilisation du BraggPulse pour la mesure dynamique.

J'adresse également mes remerciements à Yves Davila, post-doctorant à l'Institut Clément Ader dans le cadre de l'ANR BLAST, pour ses remarques judicieuses sur les travaux effectués, tant sur le fond que la forme.

Je remercie Xavier Sourd, ancien stagiaire à l'Institut Clément Ader, pour sa participation aux travaux de thèse. Son implication dans la réalisation des contrôles post-mortem de l'évaluateur et des simulations a été grandement appréciée.

Je souhaite également remercier Nathalie Rocher Gleizes de l'Institut Clément Ader pour son aide lors de l'élaboration des évaluateurs.

Je remercie Frederic Riveault du bureau d'étude de Gramat pour son aide et ses conseils lors de la conception et du dimensionnement du bâti d'essais.

J'adresse également un grand merci à l'ensemble du personnel du LLA n'ayant pas encore été cité précédemment. Merci à Jean-Jacques Cauret pour son aide et sa réactivité dès qu'un problème pouvait se présenter ainsi que pour la relecture du manuscrit et des articles. Merci également aux autres membres du laboratoire pour ces deux ans et demi passés à Gramat : Claude, Thierry, Jean-Louis, Jean-François, Véronique, Aurélien, Romain, Serey, Don Pierre, Bernard, Olivier, Matthieu, Christine, Christiane, Sylvie et Pascale.

Je remercie aussi Alain Cayrol du CEA Gramat pour avoir suivi et relu ces travaux, notamment au niveau des questions de confidentialité. Je remercie également Gilles Damamme et Pierre Bruguière du CEA pour leur relectures et leurs corrections.

Je souhaite également remercier mes collègues et amis thésards, CDD et stagiaires sans qui ces années à Gramat n'auraient pas été les mêmes. Je remercie par ordre chronologique Antoine, Maxime, Sébastien, Sandra, Paul, Keith, Yassim, Joris, Guillaume, Quentin, Dorine, Justine, Matthieu, Benoit, Thomas, Tristan, Louise, Léo, Pierre, Jimmy, Elodie, Anita,

Maëlle, Noisette, Laurine et Romain, en espérant n'avoir oublié personne. Je leur souhaite à tous le meilleur pour la suite, et un bon courage pour les thésards qui n'ont pas encore soutenu leur thèse.

Merci également au groupe des vieux jeunes du midi, sans qui les déjeuners n'auraient pas été si animés : Stéphane, Guillaume, Camille, Ophélie, Antoine, Laurent et Jean-Marc.

Je remercie enfin ma famille pour leur soutien inconditionnel depuis la lointaine ville de Dunkerque. Merci à mes parents, Thierry et Elisabeth, ainsi qu'à ma petite sœur Valentine pour avoir cru en moi.

# Table des matières

<b><u>TABLE DES MATIERES.....</u></b>	<b><u>2</u></b>
<b><u>INTRODUCTION .....</u></b>	<b><u>4</u></b>
<b><u>CHAPITRE 1 ETAT DE L'ART.....</u></b>	<b><u>7</u></b>
<b>I.1. VULNERABILITE AU SOUFFLE DES FUSELAGES.....</b>	<b>7</b>
I.1.1. HISTORIQUE.....	7
I.1.2. LES FUSELAGES EN COMPOSITE .....	12
<b>I.2. LA SOLLICITATION .....</b>	<b>14</b>
I.2.1. LES EXPLOSIONS.....	14
I.2.2. ONDE DE SOUFFLE GENEREE PAR UNE DETONATION .....	16
<b>I.3. LA METHODOLOGIE ETMI .....</b>	<b>18</b>
I.3.1. RAPPEL DE L'APPROCHE « PYRAMIDE DES ESSAIS » .....	18
I.3.2. LA BOITE A OUTILS ETMI .....	21
<b>I.4. CONCLUSION.....</b>	<b>25</b>
<b><u>CHAPITRE 2 CONCEPTION ET DIMENSIONNEMENT DE L'EVALUATEUR DE VULNERABILITE DE</u></b>	<b><u>PEAU.....</u></b>
<b><u>PEAU.....</u></b>	<b><u>26</u></b>
<b>II.1. MODELES NUMERIQUES .....</b>	<b>27</b>
II.1.1. MODELE DE L'OBJET DE REFERENCE.....	27
II.1.2. MODELE DE L'EVALUATEUR TECHNOLOGIQUE DE VULNERABILITE DE PEAU .....	38
<b>II.2. RESULTATS ET COMPARAISONS .....</b>	<b>50</b>
<b>II.3. PROPRIETES FINALES DE L'ETMI.....</b>	<b>62</b>
<b>II.4. CONCLUSION.....</b>	<b>66</b>

<b>CHAPITRE 3 FABRICATION ET SUIVI DE CUISSON DE L'ÉVALUATEUR .....</b>	<b>67</b>
<b>III.1. PRINCIPE DE FABRICATION D'UN COMPOSITE STRATIFIÉ PRE-IMPREGNÉ .....</b>	<b>67</b>
<b>III.2. FABRICATION D'UN ÉVALUATEUR.....</b>	<b>69</b>
III.2.1. DRAPAGE ET PRODUITS D'ENVIRONNEMENT .....	70
III.2.2. CUISSON EN AUTOCLAVE .....	74
III.2.3. CUISSON EN ÉTUVE .....	77
<b>III.3. SUIVI DE CUISSON PAR FIBRE OPTIQUE À RESEAUX DE BRAGG.....</b>	<b>79</b>
III.3.1. PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT D'UNE FIBRE OPTIQUE À RESEAUX DE BRAGG .....	80
III.3.2. MONTAGE EXPERIMENTAL.....	83
<b>III.4. CONCLUSION.....</b>	<b>99</b>
<b>CHAPITRE 4 EXPERIMENTATIONS .....</b>	<b>100</b>
<b>IV.1. INTRODUCTION.....</b>	<b>100</b>
<b>IV.2. INSTRUMENTATION .....</b>	<b>101</b>
IV.2.1. CAPTEURS DE PRESSION .....	101
IV.2.2. CAMERA RAPIDE DE PROFIL .....	103
IV.2.3. STEREO-CORRELATION D'IMAGES .....	104
IV.2.4. INTERFEROMETRES DOPPLER-FIBRES .....	108
IV.2.5. FIBRE OPTIQUE À RESEAUX DE BRAGG ET MONTAGE « BRAGGPULSE » .....	110
IV.2.6. CONTRÔLE NON-DESTRUCTIF .....	112
<b>IV.3. ESSAIS SUR ETMI.....</b>	<b>116</b>
IV.3.1. RAPPEL SUR LES POINTS DE MESURE.....	116
IV.3.2. MONTAGE EXPERIMENTAL .....	117
IV.3.3. CARACTÉRISATION DE LA SOLlicitATION .....	118
IV.3.4. ESSAIS DE SOUFFLE SUR ETMI .....	133

<b>IV.4. CONCLUSION.....</b>	<b>155</b>
<b><u>CHAPITRE 5 SIMULATIONS AVANCEES .....</u></b>	<b><u>156</u></b>
<b>V.1. MODELISATION DE LA SOLLICITATION .....</b>	<b>156</b>
V.1.1. LES HYDROCODES .....	156
V.1.2. LE CODE OURANOS .....	159
V.1.3. SIMULATIONS DE DETONATION AERIENNE .....	160
V.1.4. SIMULATIONS DE SOUFFLE SUR ETMI.....	166
<b>V.2. REPONSE STRUCTURALE DE L'ETMI .....</b>	<b>174</b>
V.2.1. IMPORTATION DE LA SOLLICITATION.....	174
V.2.2. MODELE NUMERIQUE .....	175
V.2.3. RESULTATS DU MODELE ET COMPARAISONS AUX ESSAIS .....	185
<b>V.3. CONCLUSION.....</b>	<b>200</b>
<b><u>CONCLUSION ET PERSPECTIVES .....</u></b>	<b><u>201</u></b>
<b><u>BIBLIOGRAPHIE .....</u></b>	<b><u>205</u></b>
<b><u>TABLE DES ILLUSTRATIONS.....</u></b>	<b><u>212</u></b>
<b><u>TABLE DES TABLEAUX .....</u></b>	<b><u>223</u></b>
<b><u>ANNEXES.....</u></b>	<b><u>225</u></b>
ANNEXE A : CARACTERISATION DES RESEAUX DE BRAGG UTILISES.....	225
ANNEXE B : CAPTEURS DE PRESSION UTILISES .....	232

# Introduction

La menace d'une attaque à la bombe à l'intérieur d'un avion est une menace importante pour la sécurité publique. Celle-ci est à l'origine d'un pourcentage non-négligeable du nombre de catastrophes aériennes et ces attentats conduisent très souvent à un nombre important de victimes.

Dans le passé, des études ont été menées pour étudier la vulnérabilité au souffle de fuselages métalliques. C'est notamment l'attentat du vol 103 Pan Am, dit de Lockerbie, qui a poussé à la réalisation d'une étude sur ce sujet par les entités de sûreté aérienne américaine et britannique.

Cependant, ces études ne sont disponibles que pour les fuselages en aluminium. Concernant les fuselages en matériaux composites des nouvelles générations d'avion, tels l'Airbus A350 ou le Boeing 787, très peu d'informations sont disponibles en littérature ouverte sur le sujet de leur vulnérabilité au souffle. Il est donc nécessaire d'obtenir des informations sur ce sujet.

Réaliser une campagne d'essais exhaustive sur un fuselage en composite à taille réelle relève de l'impossible : une telle structure coûte très cher et ne permet de réaliser qu'un nombre limité d'essais en son sein. Or, suivant l'emplacement de la bombe, sa distance par rapport à la peau ou sa masse, la réponse de la structure pourra varier considérablement, avec des scénarios d'endommagement variés (déchirure de peau, arrachement de raidisseur ...).

Pour faire face à cette multiplicité des scénarios, tout en restant dans des études de coûts raisonnables, ce travail propose l'utilisation des pièces de dimensions et coût limités appelées Évaluateurs Technologiques Multi-instrumentés (ETMI). Ces ETMIs prennent part à un dialogue essais/calculs adapté aux structures composites, où des simulations numériques à la fois de la structure réelle et des évaluateurs guident le dimensionnement de l'ETMI, qui lui-même sert à recalibrer le modèle de la structure réelle en exploitant les informations issues des essais. On cherche à observer une succession similaire d'événements dans le fuselage et l'ETMI, le principe étant que, pour chaque événement, l'état de contrainte dans l'ETMI

retranscrive des grandeurs ciblées relativement proche de ce qui est observé dans la pièce de référence.

Dans un premier temps, un état de l'art de la vulnérabilité au souffle des fuselages est réalisé dans le Chapitre 1. Un historique de la menace y est présenté, de même que les travaux qui ont été réalisés suite aux attentats qui ont pu être commis. Des éléments sur la sollicitation sont donnés afin de mieux connaître cette menace. Enfin, la méthodologie ETMI mise en place dans le cadre de l'étude au souffle d'un fuselage est détaillée.

Dans le Chapitre 2, la conception et le dimensionnement d'un ETMI à l'aide de modèles numériques sont détaillés selon la méthodologie présentée précédemment. L'objet de référence servant de base au dimensionnement est décrit, de même que différents modèles numériques intermédiaires d'ETMI afin d'illustrer la méthode de dimensionnement. La géométrie finale, utilisée dans la suite de l'étude, est présentée en fin de chapitre.

Une fois cette géométrie finalisée, la fabrication de l'ETMI est détaillée dans le Chapitre 3. Le principe de fabrication d'un ETMI y est expliqué, et l'instrumentation mise en place pour suivre la cuisson est détaillée, notamment à l'aide de fibres optiques à réseaux de Bragg. Afin d'étudier l'influence du processus d'élaboration de l'ETMI sur sa tenue au souffle, deux processus d'élaboration différents ont été étudiés, à savoir la fabrication en autoclave et celle en étuve.

Le Chapitre 4 rassemble toutes les informations concernant les expérimentations de souffle menées au cours de cette étude. L'ensemble de l'instrumentation utilisée y est décrit, notamment un système innovant de mesure de déformations internes à grande vitesse à l'aide de fibres optiques à réseaux de Bragg noyées dans le composite. Les résultats des essais sont divisés en deux catégories : les résultats concernant la mesure de la sollicitation, et les résultats concernant la réponse structurale de l'ETMI au souffle. Une analyse de l'état de l'ETMI suite à l'essai est réalisée à l'aide de moyens de contrôle post-mortem.

Au vu des résultats des essais du Chapitre 4, il est nécessaire d'affiner les modèles numériques qui ont été utilisés dans le Chapitre 2 pour concevoir l'ETMI. Ces modèles plus évolués sont présentés dans le Chapitre 5 et portent à la fois sur la sollicitation, représentée à l'aide d'un hydrocode, et la réponse de la structure, modélisée à l'aide d'un modèle plus complexe. Une comparaison entre les résultats des essais et ces modèles est effectuée afin de valider le modèle de l'ETMI et par là-même toute la démarche mise en place.

Enfin, une conclusion générale vient synthétiser les résultats obtenus ainsi que les perspectives de travail futures.

# Chapitre 1

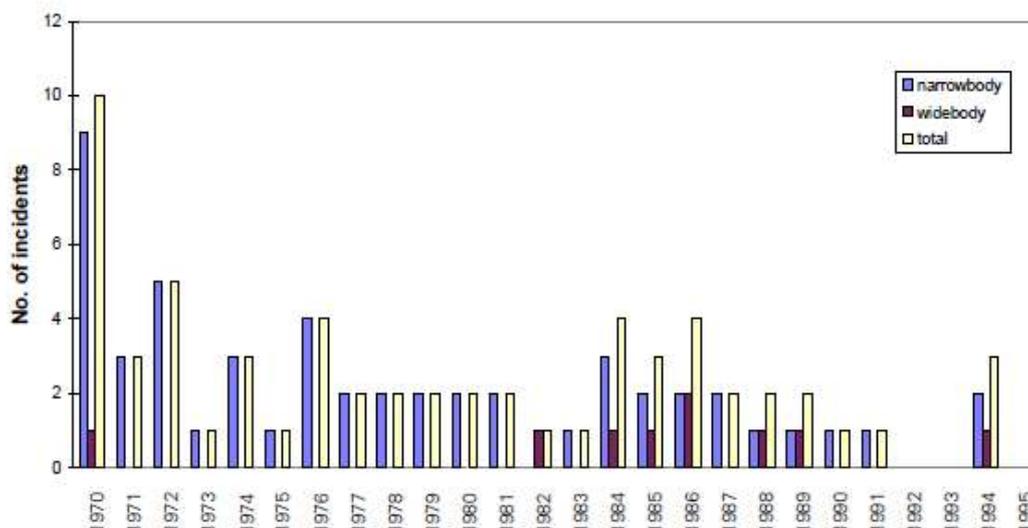
## Etat de l'art

### I.1. Vulnérabilité au souffle des fuselages

#### I.1.1. Historique

La menace d'une attaque terroriste contre un avion civil à l'aide d'explosifs est une menace qui ne peut être ignorée. Après les événements du 11 septembre 2001 et les tentatives d'attentats, réussies ou avortées, la réglementation internationale pour le transport aérien a été profondément modifiée pour empêcher autant que possible l'accès en cabine de terroristes dotés d'armes à feu, d'armes blanches ou de charges explosives. Malgré toutes les mesures de précaution prises, la possibilité d'embarquer à bord une quantité d'explosif suffisamment importante pour créer des dégâts sévères à la structure pouvant conduire à la perte d'un appareil n'est pas totalement nulle, même si elle est aujourd'hui beaucoup plus improbable.

Ces attaques sont malheureusement souvent extrêmement meurtrières, entraînant la destruction de l'avion en vol et la mort de l'ensemble des passagers ainsi que, parfois, des victimes au sol. En dépit de leur rareté, elles restent une des causes majeures de catastrophes aériennes, touchant environ 1 vol sur  $10^7$  sur la période allant de 1970 à 1995, à mettre en comparaison avec le taux de pannes catastrophiques des avions de lignes occidentaux qui est d'environ 4 pour  $10^7$  vols [1] (Figure 1). On peut citer les exemples du Vol 858 Korean Air en 1987 [2] ou du Vol 772 UTA en 1989 [3], deux attentats à la bombe sans survivants.



**Figure 1 – Accidents causés par la présence d’engins explosifs improvisés sur des avions de plus de 5700 kg entre 1970 et Juillet 1995 pour les avions à fuselage étroit et large [1].**

C’est une menace qui est toujours d’actualité aujourd’hui. Dans l’actualité plus récente, on peut citer l’attentat du Vol 9268 Metrojet en octobre 2015 [4], ayant entraîné la destruction de l’avion et la mort des passagers, ou du Vol 3159 Daallo Airlines en février 2016 [5], au cours duquel la bombe a détoné durant la phase de montée de l’avion, entraînant la formation d’une brèche dans le fuselage d’environ 1 m de diamètre (Figure 2). Cependant cette brèche n’a pas provoqué la ruine complète du fuselage, ne causant qu’une seule victime.



**Figure 2 - Images des dégâts provoqués par l'explosion d'une bombe sur le fuselage du Vol 3159 Daallo Airlines.**

On peut trouver des données et des informations sur des dimensionnements face à des événements tels que des collisions avec des oiseaux ou des atterrissages forcés, mais peu

d'informations sont disponibles sur la menace que pose une attaque à l'aide d'explosif. Si des travaux ont été réalisés auparavant pour essayer de prédire la réponse structurale de structures de type aéronef [6], c'est le tristement célèbre attentat du Vol 103 de la Pan American World Airways (voir Figure 3) au-dessus du village anglais de Lockerbie en 1988 [7] qui a poussé la Civil Aviation Authority britannique, en partenariat avec la Federal Aviation Administration américaine à lancer un programme cherchant à identifier les dommages que pourraient causer un engin explosif improvisé (Improvised Explosive Device ou IED en anglais) dans un avion civil ainsi que de chercher des moyens potentiels de se protéger de ces agressions.



**Figure 3 - Restes du vol 103 Pan Am.**

L'attentat de la Pan Am a été analysé et une chronologie de la ruine du fuselage a pu être déterminée : la charge explosive aurait été à l'origine d'un trou d'une cinquantaine de cm de diamètre dans le fuselage, qui se serait rapidement propagé jusqu'à atteindre 5.2 m x 1.5 m sous l'effet des réflexions de l'onde de choc et de l'augmentation de la pression au sein de la cabine causée par les gaz de détonation. Cette grande brèche aurait été à l'origine de longues fractures qui auraient provoqué la destruction totale du fuselage (Figure 4) [8].

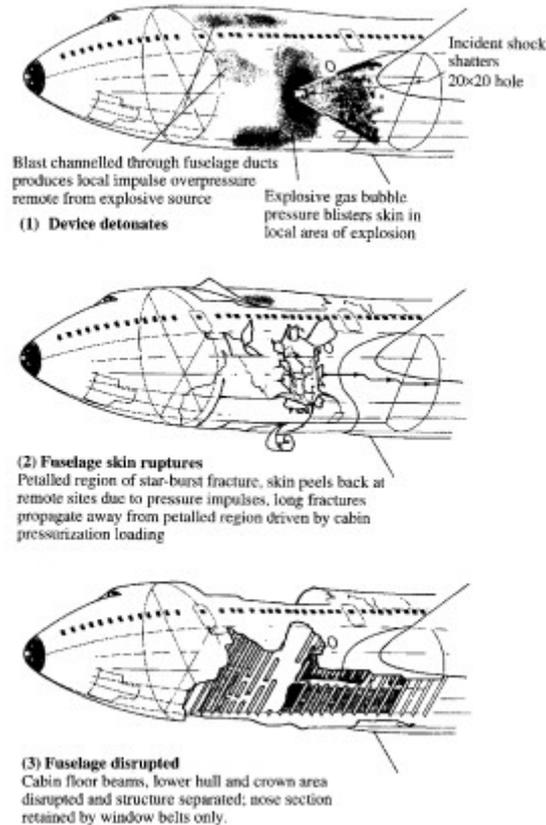
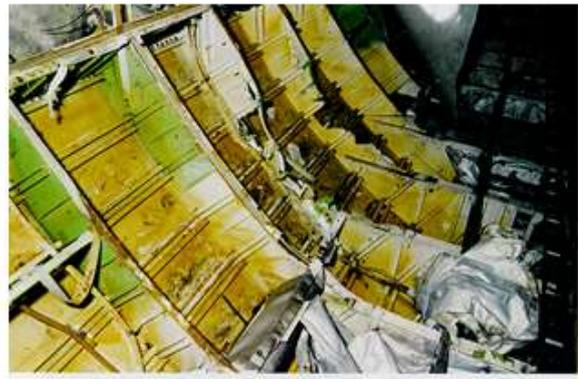


Figure 4 – Séquence de ruine du fuselage du Vol 103 Pan Am [8].

Des essais et des modèles ont été réalisés dans le cadre de ce programme, sur des fuselages d'avions de l'époque qui étaient principalement en aluminium [9]. La plupart des résultats de ce programme sont confidentiels, cependant les découvertes et recommandations finales déclassifiées du programme peuvent se trouver dans [1]. Le rapport reconnaît l'impossibilité de protéger un avion d'une explosion interne importante. Cependant, les moyens de détection au sol sont sensés empêcher ce scénario, ce qui limite la taille de la charge explosive considérée comme étant la menace. Le rapport conclut sur la capacité des engins explosifs improvisés à détruire un fuselage mis sous pression par l'effet combiné du souffle généré par l'explosif et de la pressurisation de la cabine tout en indiquant que les systèmes aéronautiques étaient relativement résistants aux engins explosifs. Certaines des recommandations du rapport ont été adoptées, telle une amélioration des systèmes d'enregistrement des données en vol en cas de perte d'énergie. D'autres, telles que des soutes à bagages renforcées à l'aide d'un liner (Figure 5), des renforts des raidisseurs ou des nouvelles géométries de compartiment bagages, sont restées au stade de propositions.



**Figure 5 – Effet d’une charge explosive dans un fuselage non renforcé (en haut), soute à bagage renforcée par un liner (en bas à gauche) et soute à bagage renforcée après tir (en bas à droite) montrant des dommages sur les raidisseurs mais pas de rupture de peau [1].**

Parmi les travaux les plus récents, on trouve très peu de résultats expérimentaux dans la littérature ouverte. Il y a deux raisons pour cela, la première étant la nature sensible des résultats qui font que certains travaux sont classifiés, l’autre raison étant le coût et la difficulté de mettre en place des essais de soufflé sur un fuselage complet. On peut citer les travaux de Settles et al. [10] qui étudie les ondes de choc au sein d’un fuselage en métal ou la thèse de

Kotzakolios qui s'inscrit dans le cadre du projet européen VULCAN, où des explosifs ont été utilisés au sein de fuselages à échelle réduite en matériaux métalliques et composites [11]. Nous nous attarderons sur ces travaux dans le chapitre suivant. Faute de disposer d'un fuselage complet, des travaux ont été réalisés sur des panneaux de fuselage ou des structures s'en rapprochant tels des plaques métalliques renforcées mises sous pression [12] ou des plaques métalliques munies de raidisseurs [13]. Ces structures ont néanmoins le désavantage de présenter des conditions aux limites différentes de celles d'un fuselage réel. On notera l'absence d'étude expérimentale sur un fuselage composite complet dans la littérature.

La littérature est plus riche d'un point de vue numérique, la contrainte budgétaire étant moindre. On peut citer par exemple les travaux de Bharatram et al [9], Kotzakolios et al [14], Dacko et al [15] qui ont effectué des modélisations simplifiées de fuselage en métal ou en GLARE soumis à une explosion interne. Sur des structures aéronautiques, on peut citer les travaux de Ju et al [16] qui combinent impact et souffle sur des panneaux de fuselage en métal.

Il ressort de la littérature un manque d'études sur des fuselages en composite soumis à une explosion interne alors que ce type de fuselage est de plus en plus fréquent.

## **I.1.2. Les fuselages en composite**

Les matériaux composites ont commencé à faire leur apparition dans le domaine de l'aviation dans les années 1960 pour des applications militaires, puis dans les années 1970 pour des applications civiles. Ces applications se sont d'abord limitées à des pièces secondaires de l'avion, tel le gouvernail en graphite/époxy du Boeing 767. Des pièces primaires ont été fabriquées en composite par la suite, telle que la queue de l'A320 en 1988 entièrement réalisée en matériaux composites.

L'usage du composite dans le domaine aéronautique continue à se développer, et depuis une dizaine d'années les composites modernes et l'amélioration de la maîtrise des processus ont permis d'étendre l'usage des composites au fuselage et aux ailes (Figure 6). Boeing a été le pionnier en créant son B787 Dreamliner, premier avion commercial construit majoritairement en matériaux composites, qui représentent 50 % de la masse de l'avion. La réponse d'Airbus avec son A350 est dans la même ligne directrice, avec un aéronef constitué à 53 % en masse de matériaux composites.

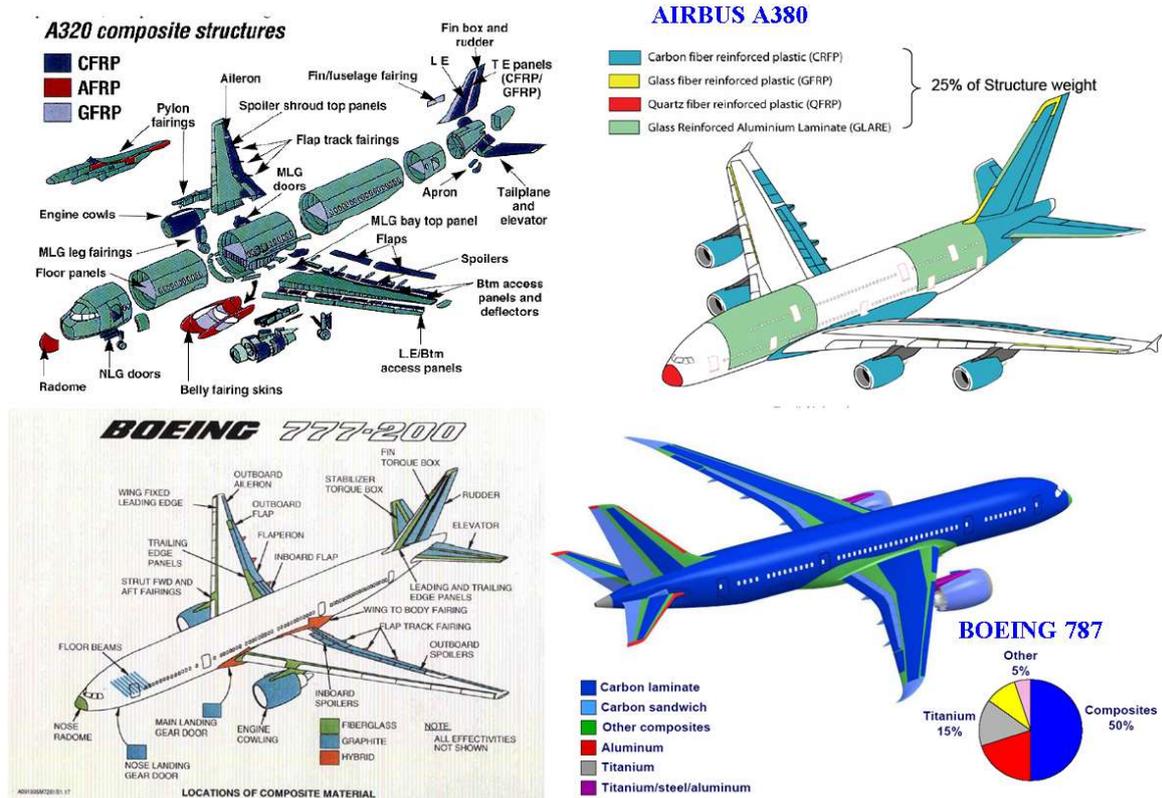


Figure 6 - Comparaison de l'utilisation des matériaux composites entre une ancienne génération d'avion à dominante métallique avec l'Airbus A320 et le Boeing 777-200 à gauche et une génération récente avec l'Airbus A380 et le Boeing 787 à droite.

Les principaux avantages des matériaux composites par rapport aux métaux sont bien entendu le poids (densité de l'ordre de 1.6 contre 2.7 pour les alliages d'aluminium), qui est un facteur très important dans l'aéronautique, mais également les propriétés mécaniques et leur résistance à la fatigue et à la corrosion. La fabrication de pièces en matériaux composites permet également de réduire drastiquement le nombre de pièces de certaines parties d'un avion. Par exemple, la fabrication de l'empennage de la queue de l'A310-300 en graphite/époxy et en nid d'abeilles aramide a permis de réduire le poids de près de 300 kg et le nombre de pièces de 2000 à 100.

L'utilisation des composites s'accompagne également de défauts, notamment un coût plus important et une approche différente de celle utilisée classiquement pour les métaux de par la multiplicité des modes d'endommagement des composites ainsi que de leur spécificité de mise en œuvre.

Une structure aéronautique doit subir et résister à toute une batterie d'essais et d'analyses pour pouvoir disposer de sa certification, comme par exemple des essais d'impacts d'oiseaux

ou des analyses de résistance au crash. La résistance à une explosion interne ne fait pas partie de ces conditions de certification, celles-ci sortant du cahier des charges de par leur caractère exceptionnel. Les études relatives à la vulnérabilité au souffle interne des fuselages décrites dans la partie précédente ayant été effectuées sur des fuselages métalliques, peu d'informations sont disponibles sur le comportement au souffle d'un fuselage majoritairement en composite, tel que le Boeing 787 ou l'A350. Cela laisse planer des zones d'ombre sur les conséquences que pourrait avoir un attentat s'il avait lieu au sein d'un avion de ce type. Il est donc nécessaire d'investiguer le comportement à une explosion interne d'un tel fuselage. Pour cela, il convient d'abord de donner des précisions sur ce qu'est une explosion, ainsi que les effets qui en découlent sur les structures.

## **I.2. La sollicitation**

### **I.2.1. Les explosions**

Dans son ouvrage de référence sur le sujet [18], Baker décrit les explosions de la façon suivante : *« en champ libre, une explosion survient si une quantité suffisamment grande d'énergie est libérée, pendant un temps suffisamment court pour engendrer une onde de souffle qui se propage dans l'environnement à partir de la source d'émission appelée source de l'explosion ».*

On peut également citer la définition proposée par le Groupement Français de Combustion, qui est : *« une explosion est une libération soudaine d'énergie plus ou moins confinée, plus ou moins maîtrisée, avec ou sans conséquences externes, l'explosion peut donner lieu à une onde de pression (onde de souffle), à une boule de feu. Dans le cas de l'explosion chimique, le processus de libération d'énergie peut être une déflagration ou une détonation ».*

Le point le plus important à retenir de ces définitions est la notion de soudaineté. Il faut que la libération d'énergie lors de l'explosion soit suffisamment brève pour permettre la localisation de l'énergie au niveau du site de l'explosion. Cette énergie accumulée est alors dissipée de plusieurs façons, notamment en générant une onde de souffle.

Plusieurs phénomènes peuvent être à l'origine d'une explosion. Elle peut être d'origine mécanique (suite à un changement brutal de température ou de pression sans réaction chimique, telle la rupture d'un réservoir sous pression), nucléaire (résultat de la fission atomique) ou chimique. C'est ce dernier cas qui nous intéresse ici.

L'explosion chimique a pour origine la transformation rapide et violente de l'explosif (sous forme liquide, solide ou condensée) en gaz de détonation se détendant en un volume beaucoup plus important que l'explosif initial. L'explosif de référence est le trinitrotoluène (TNT), pour lequel de nombreux résultats d'essais sont disponibles concernant les caractéristiques de l'onde de souffle générée (dans [18] par exemple).

Suivant l'apport d'énergie apportée pour amorcer l'explosion, deux régimes d'explosion sont à distinguer, chacun d'entre eux possédant des caractéristiques et des effets distincts.

La déflagration est décrite par Kinney [19] comme étant un mécanisme d'explosion de nature thermique : le matériau entourant la zone d'amorçage de l'explosion est chauffé à une température au-dessus de sa température de décomposition, ce qui cause son explosion. Le transfert d'énergie est d'origine thermique à travers la différence de température entre les milieux, ce qui fait qu'il est relativement lent et dépend beaucoup des conditions externes, telles que la pression ambiante. Les vitesses impliquées sont toujours subsoniques, c'est-à-dire inférieures à la vitesse du son dans l'explosif. C'est un régime généralement associé à une faible énergie d'amorçage, telle une étincelle ou un chauffage lent.

La détonation est quant à elle décrite comme étant un mécanisme d'explosion de nature mécanique. Les réactions, d'origine thermique, s'initient autour de points chauds générés par un choc, coalescent et génère une élévation rapide de la pression au niveau de la zone d'amorçage, ce qui génère une onde réactive supersonique qui vient se propager dans le milieu explosif environnant. La décomposition d'un explosif par un processus de détonation est très rapide de par le mécanisme de transmission de l'énergie, ce qui fait que les détonations sont relativement indépendantes des conditions externes, mais sont assez sensibles aux propriétés de l'explosif, telle sa densité. Les détonations sont toujours supersoniques, la montée en pression dans une détonation étant beaucoup plus grande que la montée en pression infinitésimale associée avec une onde sonique. L'énergie d'amorçage à apporter est généralement plus importante, telle que l'utilisation d'un fil explosé ou l'utilisation d'une explosion générée par explosif sensible en guise de détonateur.

Les énergies délivrées dans une détonation sont beaucoup plus importantes que dans une déflagration, ce qui fait que ce sont les explosifs détonants, également nommés « high explosives » en anglais, qui sont utilisés pour leurs capacités destructrices. C'est ce type d'explosif qui est considéré dans cette étude.

### **I.2.2. Onde de souffle générée par une détonation**

La théorie de la détonation la plus simple est celle de Chapman-Jouguet qui date de la fin du 19<sup>ème</sup> siècle. Dans un milieu réactif (explosif), l'onde de choc est décrite dans cette théorie comme la propagation d'une discontinuité à la fois physique (pression, température, densité...) et chimique à vitesse supersonique par rapport au milieu amont à la propagation et sonique par rapport au milieu aval. Le front de choc sépare alors l'état initial de l'explosif (milieu amont) et l'état final constitué des gaz de détonation en équilibre thermo-chimique (milieu aval).

Dès lors que ce front de choc a quitté le milieu réactif, la propagation de l'onde de choc a lieu dans les gaz frais au repos qui constituent le milieu environnant. Les détonations étant généralement négligées dans l'air environnant, l'onde de choc n'est pas le siège de réactions chimiques, et seul son aspect de discontinuité de grandeur physique est à considérer. C'est ici cet aspect de discontinuité de pression qui est à prendre en compte.

La surpression aérienne totale issue d'une détonation décrit un profil très caractéristique défini par Baker en 1983 [18] (Figure 7).

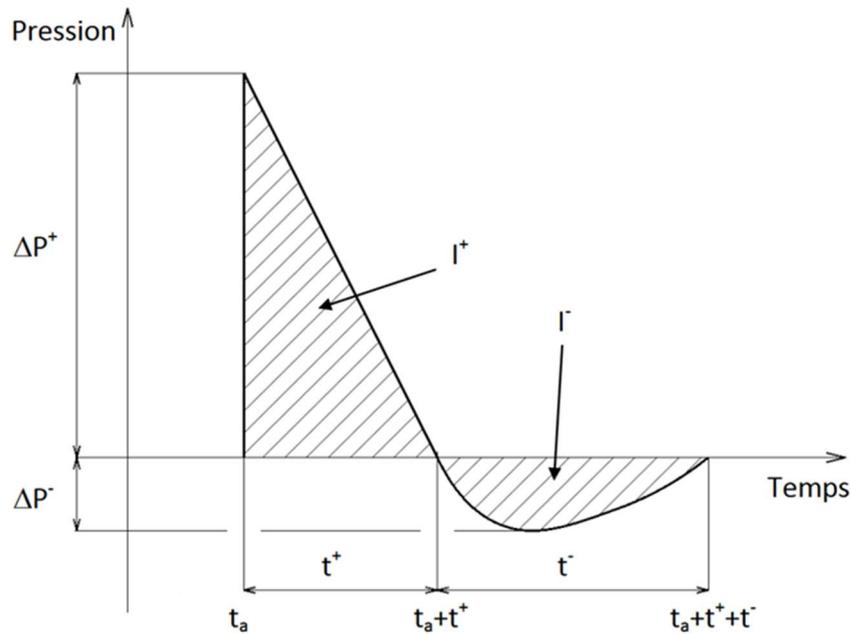


Figure 7 - Profil de pression totale  $P(t)$  caractéristique de l'onde de souffle consécutive à une détonation

L'onde de pression arrive au point d'intérêt à l'instant  $t_a$  produisant une montée brusque en pression (durée inférieure à  $3 \mu s$ ) jusqu'à une valeur finie représentant la surpression positive  $\Delta P^+$ . La pression diminue ensuite jusqu'à un instant  $t_a+t^+$  et représente la détente des gaz ayant subi le choc. La durée entre les instants  $t_a$  et  $t_a+t^+$  est appelée durée de phase positive  $t^+$  et l'aire sous la courbe est l'impulsion positive  $I^+$ .

Au-delà de l'instant  $t_a+t^+$  la pression des gaz choqués est inférieure à la pression ambiante, créant ainsi une dépression. La pression continue de diminuer jusqu'à une valeur finie  $\Delta P^-$  puis remonte progressivement jusqu'à atteindre la pression ambiante à l'instant  $t_a+t^++t^-$ , instant représentant le retour à l'équilibre thermodynamique. De même que pour la phase positive, l'aire située entre la courbe de pression négative et l'abscisse représente l'impulsion négative  $I^-$ .

Le profil de pression d'une onde de choc en fonction du temps est donc caractérisé par sa valeur maximale de surpression  $\Delta P^+$ , sa valeur maximale de dépression  $\Delta P^-$ , son temps d'arrivée  $t_a$ , ses durées de phases positive et négative  $t^+$  et  $t^-$  et ses impulsions positives et négatives  $I^+$  et  $I^-$ .

## **I.3. La méthodologie ETMI**

Le besoin d'étudier le comportement au souffle interne d'un fuselage composite a été décrit, de même que les effets provoqués par une explosion. Cependant, un problème se pose. En effet, suivant l'emplacement de la charge (centrée sur la peau, sur une lisse, sur un cadre ...), suivant sa distance par rapport à la peau ou suivant sa masse, la sollicitation vue par le fuselage ainsi que l'endommagement provoqué, pourront être très différents. Un fuselage coûtant au bas mot plusieurs millions d'euros, il est impensable d'effectuer une campagne exhaustive de toutes les possibilités de menaces, même en effectuant plusieurs essais par fuselage.

On décrit dans cette partie comment une méthodologie dite ETMI (pour Evalueur Technologique Multi-Instrumentés), qui cherche à répondre à cette problématique de multiplicité de la menace tout en évitant de devoir travailler sur des structures de très grandes dimensions tel un fuselage. Cette méthodologie est à mettre en juxtaposition avec l'approche classique de la « pyramide des essais ».

### **I.3.1. Rappel de l'approche « pyramide des essais »**

Indépendamment des matériaux utilisés et du domaine d'application pour développer et valider des structures primaires complexes, par exemple celle d'un avion (aile, fuselage, avion lui-même), la démarche la plus utilisée à ce jour est celle de la pyramide des essais (cf. Figure 8). Celle-ci présente l'avantage d'être très structurée et composée de niveaux partagés par tous, à l'échelle de la planète. Le passage d'un niveau  $n$  à  $n+1$  se fait une fois que les attendus du niveau  $n$  sont majoritairement validés (par exemple 95 %). L'axe vertical de cette pyramide est orienté du bas vers le haut, il représente l'axe :

- du temps : plus on monte, plus le temps s'écoule ;
- des coûts : plus on monte, plus les coûts de développement, de calculs, d'essais, de corrélation calculs/essais augmentent et ceci en coût unitaire (un essai sur une éprouvette matériau représente une centaine d'euros. Un essai sur un fuselage coûte plusieurs millions d'euros) comme en coûts cumulés ;
- de la complexité des essais et des modèles associés (ou du moins d'un mixte entre nombre de modèles, cas de calculs, complexité ...).

L'axe horizontal de la pyramide des essais représente (cf. Figure 8, côté gauche) le nombre d'essais mais (cf. Figure 8, côté droit) pas nécessairement le nombre de calculs (cas et/ou modèles). En effet au sommet de la pyramide, le nombre de cas de charge et de types de sollicitation étudiés est souvent très important (des centaines voire des milliers de configurations).

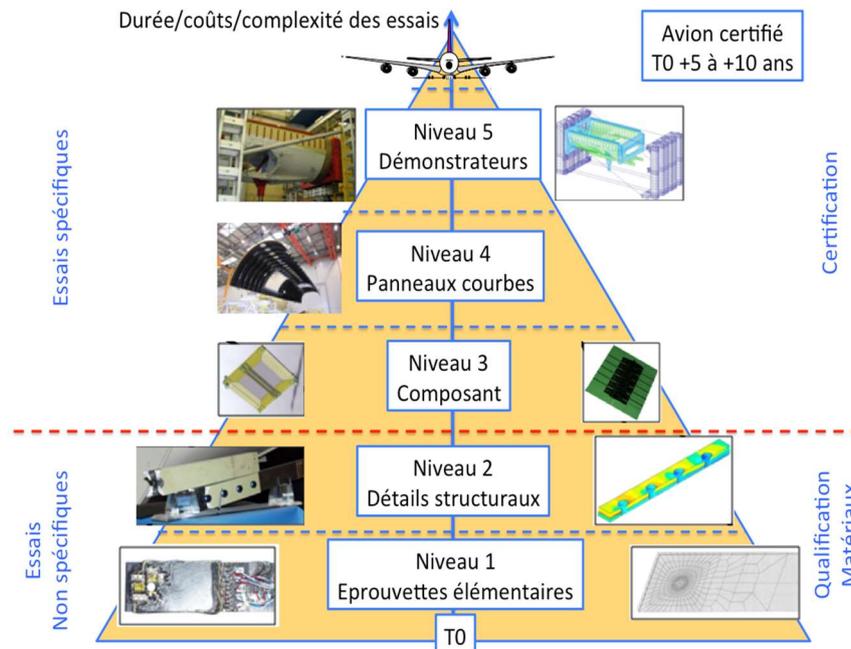


Figure 8 : Pyramide des essais.

Les modèles aux éléments finis fins (à même de décrire des comportements locaux) sont plutôt développés aux niveaux inférieurs (1, 2), donc sur des objets de taille réduite. Plus l'on monte dans les niveaux, plus les objets étudiés sont de taille importante et plus ils contiennent de singularités. Le numéricien doit donc trouver un compromis entre finesse de maillage et capacité à décrire certains détails potentiellement critiques. Dans un niveau supérieur (niveau 4 ou 5), il est souvent nécessaire d'avoir recours à la notion de zoom numérique, ce qui complexifie la méthode surtout si l'on doit enchaîner un grand nombre de calculs.

Niveau par niveau, les calculs effectués sont associés aux essais correspondants, si bien que l'influence des procédés industriels commencera à être réellement prise en compte et surtout corrélée (ou non) au niveau 4 et surtout au niveau 5. Dans le domaine des composites, cela constitue un handicap difficile à traiter, car l'influence des procédés et de la fabricabilité (donc entre autres sa répétabilité et/ou variabilité) sur les propriétés de la structure fabriquée à

un niveau donné peut être significative, particulièrement si l'on souhaite innover dans ce domaine.

Cela signifie que les propriétés matériaux obtenues à un niveau élémentaire, peuvent se trouver sensiblement modifiées à un niveau supérieur, surtout si l'on s'intéresse aux zones singulières (drop off, arrêts de raidisseurs, fixation de ces raidisseurs par collage, rivetage ou collage rivetage, zones trouées ou de géométrie complexe, etc.) Ces zones sont souvent le siège de sur-contraintes et encore plus souvent d'écarts entre définitions théoriques et réalité. Ceci est d'autant plus vrai que l'on monte dans les niveaux.

De nombreuses études ont été menées par un grand nombre de laboratoires et d'organismes, par exemple à travers des approches statistiques. Il est possible de prendre en compte des valeurs représentatives d'une majorité suffisante de cas, au sens de la sécurité aéronautique, pour garantir un niveau de fiabilité souhaité (par exemple une probabilité de défaillance catastrophique inférieure à  $10^{-7}$  par heure de vol, soit un incident potentiel tous les 1500 ans environ si l'avion n'était jamais entretenu). Néanmoins, ces démarches ne permettent pas de traiter le fond du problème qui est de savoir quel choix le concepteur doit faire au début, pour minimiser ces problèmes tout en optimisant sa structure en termes de masse et de coûts.

Ce point a été totalement confirmé lors du développement du B787 de Boeing et de l'A350 d'Airbus. En effet, ces deux programmes ont dû faire face, en phase finale de validation et d'essais, à des comportements totalement imprévus et ceci malgré :

- un savoir-faire dans le domaine de plus d'un demi-siècle (près de 90 ans pour Boeing) ;
- la puissance des outils et méthodes à leur disposition et à la disposition de leurs principaux relais scientifiques ;
- une approche « step by step » qui a permis une introduction croissante mais « douce » du pourcentage de composites dans les structures.

Il est évident que les sources de ces problèmes sont multiples et très différentes les unes des autres, mais l'une d'entre elle est incontestablement issue de l'utilisation de la pyramide des essais et plus précisément du principal avantage théorique associé à sa structuration séquentielle par « taille » d'objets (qui, comme cela a été dit précédemment, renvoie l'analyse de l'influence du processus industriel à la fin du programme alors qu'il constitue, pour les structures, une clef d'optimisation qui doit être prise en compte le plus tôt possible).

La démarche étant très structurée et associée à un processus de qualification/certification, si un problème apparaît dans les niveaux supérieurs, il est difficile et surtout long et donc coûteux de revenir en arrière. D'autant plus que le fait de revenir au point de départ implique de dérouler à nouveau en pratique toutes les étapes intermédiaires. Les conséquences sont évidemment amplifiées si ce besoin de modification engendre en cascade d'autres modifications à d'autres niveaux.

Il y a donc un intérêt à pouvoir fiabiliser très tôt une conception, ainsi que les outils numériques et les procédés associés à un niveau plus représentatif du produit industriel. C'est-à-dire, en prenant en compte les variabilités des matériaux et procédés associées aux niveaux supérieurs, mais aussi l'influence des singularités qui sont présentes dans ces grandes structures.

### **I.3.2. La boîte à outils ETMI**

La démarche ETMI est présentée en détail dans [20][21][22]. L'un des objectifs de celle-ci est de pouvoir étudier sur un objet « à l'échelle 1 » mais de taille réduite, typiquement décimétrique et de coût limité (matériaux, procédés, outillages, etc.), l'influence de certaines configurations existantes à des niveaux supérieurs. Etudier cette influence implique de pouvoir solliciter l'objet de façon représentative à la structure étudiée, le plus souvent à travers un chargement multi directionnel.

Il est important de noter en premier lieu que cette démarche est basée sur une notion de compromis. En effet, il est généralement impossible de satisfaire à la fois des critères de coûts (donc souvent de dimensions) et de représentativité totale de la structure étudiée en termes de comportement. Par exemple, on ne peut restituer l'influence des chargements appliqués, sauf à traiter le niveau ultime de la pyramide des essais. Il convient donc de faire des choix aussi judicieux que possible pour être en mesure d'acquérir une confiance suffisante dans le sujet traité, mais pas nécessairement une confiance absolue.

Il découle de ces considérations un point important. La boîte à outils ETMI n'a pas pour prétention de remplacer la pyramide des essais, mais plutôt de la compléter en assurant un pont entre plusieurs niveaux de celle-ci, sur des items limités et bien particuliers afin de pouvoir, soit introduire une innovation (démarche « *bottom up* »), soit analyser un problème (démarche « *top down* »).

De même, le terme « boîte à outils » semble le plus adapté, car la démarche implique de faire appel à :

- un objet d'étude, l'évaluateur ETMI lui-même ;
- un set de modèles numériques pour prédire en amont le comportement de l'évaluateur, puis d'analyser et comprendre les écarts avec les essais ;
- un set de moyens d'instrumentation approprié (jauges électriques, fibres optiques à réseaux de Bragg, capteurs piézoélectriques, mouchetis et corrélation d'images numériques, etc.) pour suivre les questionnements jugés importants du comportement afin de faciliter l'analyse lors de la comparaison calculs essais. Notons que ces capteurs peuvent servir aussi à suivre l'élaboration de la structure composite, particulièrement la polymérisation des matériaux, pour accéder à la connaissance de son état initial ;
- un moyen d'essai permettant de recréer au sein de la matière de l'objet des états de contrainte raisonnablement proches de ceux existant dans les zones d'intérêt de la structure étudiée (ou ceux qu'on décide a priori d'étudier pour un endroit donné).

On retrouve l'importance du mot compromis (au sens positif du terme), qui est incontestablement le maître mot de cette démarche.

Numériquement l'intérêt réside aussi dans le fait que l'on peut réaliser des modèles relativement fins de l'ensemble de l'évaluateur, car ses dimensions sont volontairement limitées. Il intègre par ailleurs les détails de la structure (ou de l'objet de référence) qui nous intéressent.

Ceci souligne le second point le plus important de la démarche, l'ETMI n'est pas un morceau de structure c'est une structure propre (donc avec son propre cahier des charges) destinée à mettre en situation les points d'intérêt, par rapport à des comportements que l'on souhaite comprendre, analyser et/ou valider et qui se rapprochent de comportements présents dans la structure réelle (ou l'objet de référence).

Dans la démarche, on part d'un objet de référence, on sélectionne les points particuliers de celui-ci que l'on souhaite étudier et on regarde comment les regrouper dans un évaluateur conçu à cet effet. Ceci signifie donc que le cahier des charges de conception de l'évaluateur inclut :

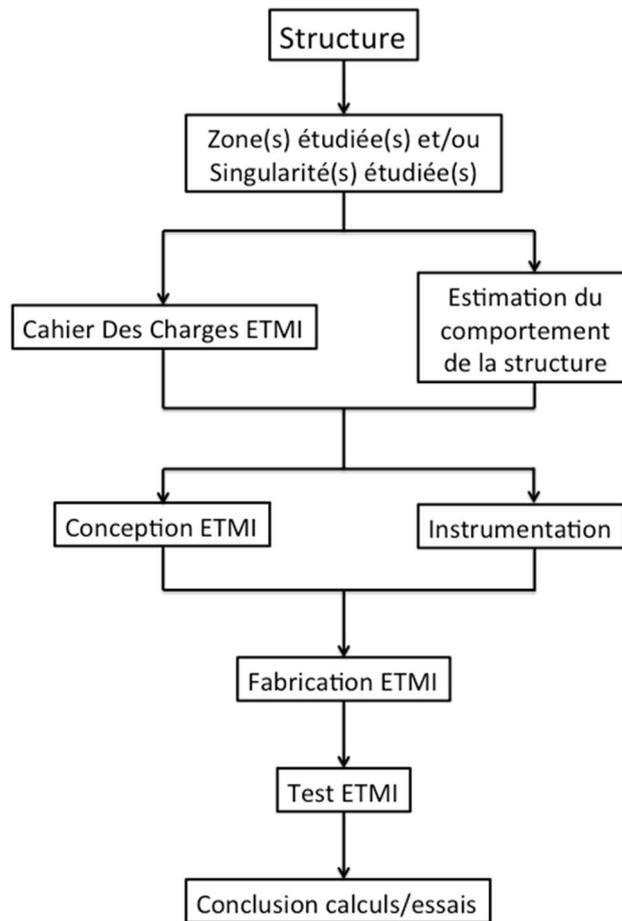
- des dimensions maximales (en général pilotées par les moyens de production et les coûts) ;
- un coût objectif de production (incluant l'amortissement des outillages si besoin, ainsi que celui des moyens de production retenus qui doivent être proches de ceux potentiellement utilisables ou utilisés en production série ou de l'objet de référence) ;
- les calculs et l'instrumentation qui seront nécessaires pour analyser les comportements (que l'on aura au préalable spécifiés) ;
- la campagne d'essais qui devra être réalisée.

Cette démarche a été appliquée par le passé à des applications de mesure de déformations résiduelles par fibre optique à réseaux de Bragg [23] ainsi que dans le domaine de la réparation de matériau composites [24].

On fabrique ensuite un ou (idéalement) plusieurs évaluateurs (le nombre de 4 est raisonnable pour avoir une capacité à étudier des écarts avec une base minimale).

Enfin on teste celui-ci (ou ceux-ci), on analyse la capacité de restitution des résultats d'essais par simulation numérique et on l'enrichit si le besoin est présent.

L'ensemble de la démarche peut être résumée par le schéma présenté dans la Figure 9.



**Figure 9 – Démarche de la « boîte à outils ETMI »**

L'application de cette méthodologie à la problématique de notre cas d'étude, ici un fuselage composite soumis à une explosion interne, est décrite dans le chapitre suivant.

## I.4. Conclusion

Comme il a été montré en début de ce chapitre, la menace d'une attaque terroriste à l'aide d'une bombe dans un avion est réelle, avec de nombreux exemples dans le passé et d'autres plus récents. Si cette menace a été à l'origine d'études sur la vulnérabilité au souffle des fuselages métalliques, la vulnérabilité au souffle des fuselages composites modernes n'est que très peu documentée dans la littérature ouverte, ce qui est problématique étant donné l'essor récent de ces nouveaux fuselages.

Afin de pouvoir évaluer la vulnérabilité d'un fuselage à une explosion interne, il est important de bien cerner la menace. Pour cela, des éléments d'information sont donnés sur ce qu'est une explosion ainsi que sur l'onde de souffle qu'elle génère et qui constitue la menace.

Si le besoin d'étudier la vulnérabilité des fuselages en composite a été soulevé, la multiplicité de la menace (qui peut varier suivant son emplacement, sa masse, le type d'explosif utilisé, ...) rend une étude exhaustive à l'aide d'un fuselage irréalisable d'un point de vue du coût et de la mise en place des essais. C'est dans l'optique de répondre à cette problématique que l'on applique la méthodologie ETMI à l'étude de la vulnérabilité au souffle des fuselages composites : au lieu de travailler sur un fuselage complet, cher et peu réutilisable, ou des panneaux de fuselage, qui manquent de représentativité au niveau des conditions aux limites ; on travaille ici avec des évaluateurs de taille et de coût limités qui s'inscrivent dans une démarche essais/calculs adaptée au problème. La méthodologie de dimensionnement d'un tel évaluateur est le sujet du chapitre suivant.

# **Chapitre 2**

## **Conception et dimensionnement de l'évaluateur de vulnérabilité de peau**

L'objectif de ce chapitre est de présenter le processus de conception d'une structure composite particulière nommé Evalueur Technologique Multi-Instrumenté, qui sera nommé ETMI pour la suite. Le principe d'un ETMI est de reproduire sous la forme d'une structure de dimensions réduites le comportement d'une structure réelle complexe, sous un état de contrainte ou sous un cas de charge défini en avance.

L'Evalueur Technologique qui est l'objet de cette étude a pour objectif de représenter le comportement d'une peau de fuselage d'avion en matériaux composites dans une zone inter-cadres et inter-lisses et soumis à une explosion interne de faible puissance.

Le dimensionnement de l'évaluateur technologique est mené à partir de l'analyse numérique de l'objet de référence. Cette analyse numérique permet d'identifier le comportement d'une zone dite « zone d'intérêt » en regard de la chronologie de la sollicitation et l'influence de la structure environnante, puis à définir et optimiser la structure réduite nommée « évaluateur technologique » qui permettra d'étudier à moindre coût ce comportement. La conception de l'ETMI est un processus itératif basé sur une succession de comparaisons entre les modèles numériques de l'ETMI, qui évoluent, et celui de son objet de référence, qui reste identique.

On présente dans ce chapitre les différents modèles numériques utilisés pour la phase de conception et de dimensionnement ainsi que les différentes hypothèses qui sont prises. Les différents modèles présentés dans ce chapitre sont réalisés à l'aide du logiciel Abaqus.

On s'attache ensuite à effectuer la comparaison des résultats fournis par ces modèles. Les effets des différents paramètres de l'évaluateur sur les résultats du modèle sont décrits.

La géométrie définitive, issue du dimensionnement, est détaillée à la fin de ce chapitre.

## **II.1. Modèles numériques**

### **II.1.1. Modèle de l'objet de référence**

Notre objet de référence constitue le point de départ de la phase de dimensionnement : son modèle numérique n'est pas amené à changer au cours du dimensionnement et les résultats qu'il fournit servent de base de comparaison au modèle de l'ETMI. Les différents paramètres donnés dans cette partie sont donc fixés. On souhaite cependant obtenir un modèle léger d'un point de vue temps de calcul afin de pouvoir en retirer principalement les informations souhaitées.

De par la sensibilité des données, utiliser la géométrie et les propriétés matériaux d'un fuselage réel dans le cadre de cette étude est impossible. Il faut donc choisir un objet de référence autre.

Notre objet de référence est ici un fuselage inspiré du fuselage réalisé par Kotzakolios au cours de sa thèse de doctorat [11] (voir Figure 10), dans le cadre du projet européen FP6-AEROSPACE VULCAN (Vulnerability analysis for near future composite/hybrid air-structures: Hardening via new materials and design approaches against fire and blast due to accidents or terrorist attacks). Ce choix est basé sur plusieurs critères. Tout d'abord, il permet d'obtenir une géométrie d'un fuselage proche de celle qu'on peut trouver dans un fuselage d'avion de type A320, mais à échelle réduite et complexité moindre. La seconde raison vient d'un fait que les travaux présentés dans [11] font partie des rares résultats expérimentaux étant disponibles sur la vulnérabilité au souffle des fuselages en composite.

Les grandeurs numériques et expérimentales indiquées dans [11] nous permettent de disposer des ordres de grandeur pour valider ou non le modèle de notre objet de référence.

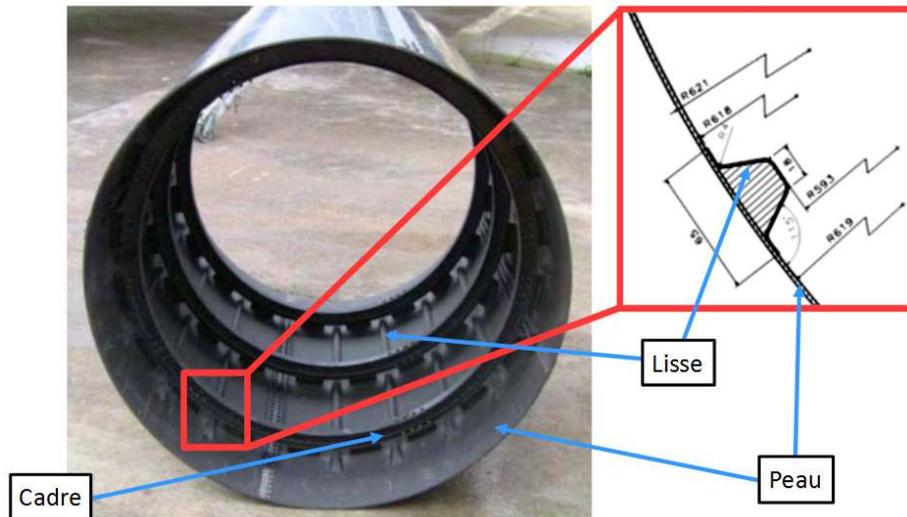


Figure 10 - Démonstrateur utilisé dans le cadre de la thèse de Kotzakolios [11] servant d'inspiration à l'objet de référence de l'étude

### II.1.1.1. Géométrie de l'objet de référence

Il s'agit d'un fuselage à échelle réduite, proche d'une géométrie d'un avion de ligne de type A320 à l'échelle 1/3. Une vue d'ensemble de la géométrie du fuselage est visible en Figure 11. Sa longueur est de 1300 mm et le diamètre interne de sa peau est de 1230 mm.

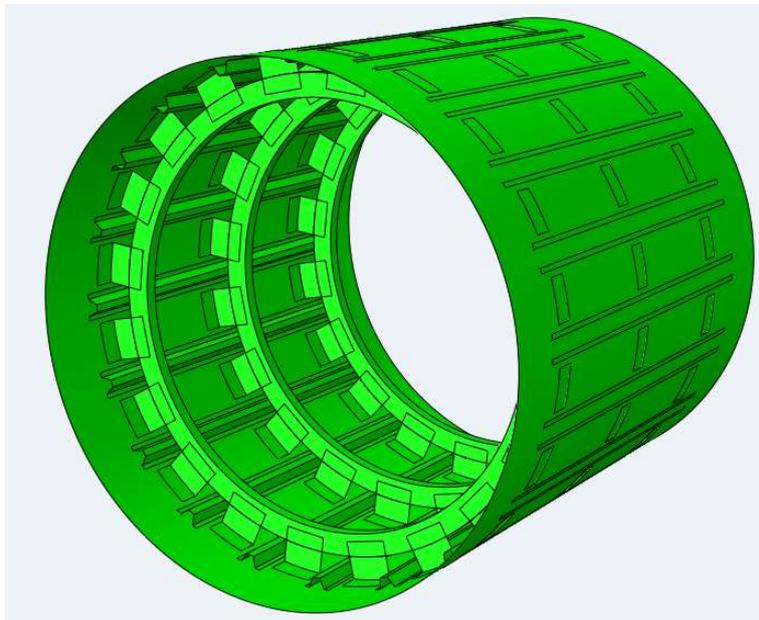


Figure 11 - Vue Abaqus de la géométrie du modèle de l'objet de référence.

Cette peau est renforcée par plusieurs raidisseurs. Ce fuselage comporte 3 cadres en forme de C et 20 lisses. Chaque cadre est relié au fuselage à l'aide de 20 clips (structure en

forme d'équerre servant à relier les cadres d'un côté et la peau du fuselage de l'autre). Ce nombre important de raidisseurs combiné avec la mise à l'échelle du fuselage conduit à ce que la raideur de la peau de ce fuselage soit plus importante que celle d'un fuselage de taille réelle (raidisseurs plus rapprochés les uns des autres, épaisseur du fuselage plus importante rapportée à un rayon plus petit). Cependant, cela n'importe pas dans le cas de notre étude, car l'évaluateur est dimensionné pour correspondre à ce type de fuselage. Le principe de l'étude serait le même pour un fuselage de taille réelle.

L'espacement entre les cadres du fuselage est de 400 mm. Leur diamètre interne est de 1010 mm, leur diamètre externe est de 1120 mm. La géométrie de la section du cadre apparaît sur la Figure 12.

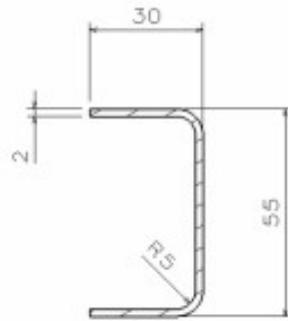


Figure 12 - Profil d'un cadre en C d'après [11]

Les lisses sont espacées via un angle de  $18^\circ$  autour de l'axe de rotation du fuselage, ce qui mène à la présence de 20 lisses, et mesurent 1000 mm de longueur. Leur géométrie apparaît sur la Figure 13.

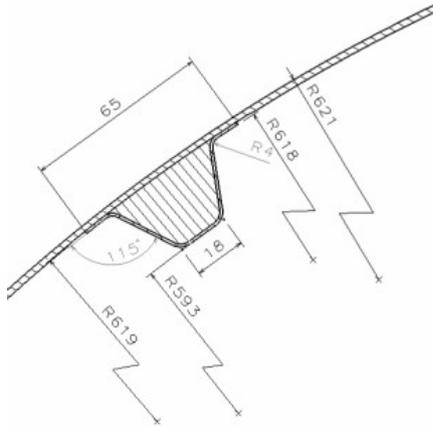


Figure 13 - Profil d'une lisse d'après [11]

Les clips sont au nombre de 20 par cadre. Ils sont espacés de  $18^\circ$  autour de l'axe longitudinal du fuselage. Leur géométrie est présentée sur la Figure 14.

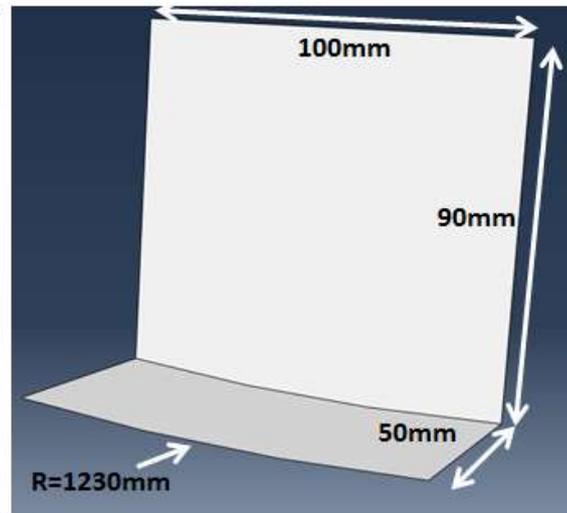


Figure 14 - Géométrie d'un clip choisie pour notre étude.

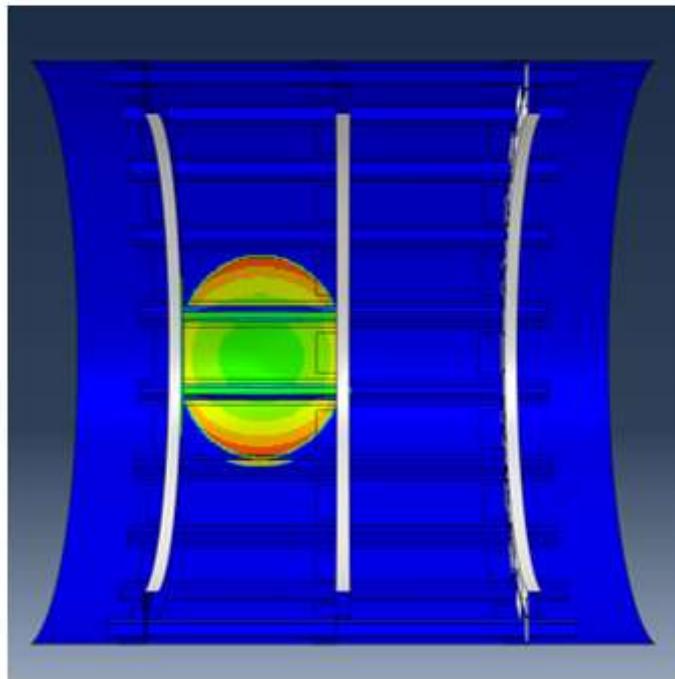
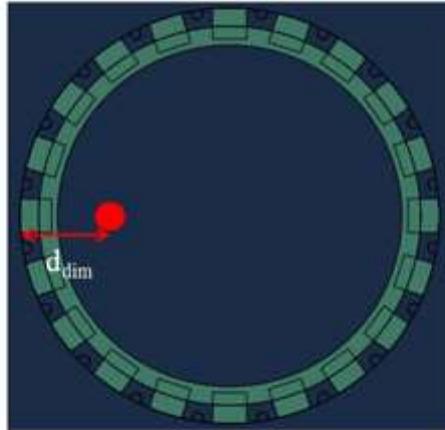
La géométrie de l'objet de référence est de la décision du concepteur. Elle est volontairement simplifiée et ne fait pas apparaître des zones singulières comme la présence de surépaisseurs ou des raccords entre les différents quadrants du fuselage car ils se situent loin de la zone d'intérêt de notre objet de référence.

## II.1.1.2. Données du modèle de l'objet de référence

### II.1.1.2.1. Chargement

Note : toutes les grandeurs relatives au chargement sont adimensionnées pour des raisons de confidentialité. L'adimensionnement est effectué par rapport à des grandeurs  $P_0$  et  $t_0$  que l'on gardera pour chaque profil de pression qui sera présenté.

Le chargement destiné à solliciter à l'objet de référence correspond à une explosion interne d'une charge explosive sphérique de TNT d'une masse  $m_{dim}$ . Cette charge est centrée entre deux cadres et deux lisses et se situe à une distance  $d_{dim}$  de la peau du fuselage. Ce chargement présente des similitudes avec celui utilisé par Kotzakolios dans ses travaux. Il s'agit d'obtenir en première approche des résultats comparables afin de disposer d'une première référence issue de la littérature ouverte et ainsi conforter la validité des résultats. Ce calcul n'ayant pour but que d'obtenir le comportement au souffle de la zone d'intérêt du fuselage, on choisit de ne charger uniquement que cette zone et les raidisseurs voisins (lisses et clips) en négligeant l'influence de la détonation de la charge sur le reste de la structure du fait d'un éloignement plus important. Le positionnement de la charge ainsi qu'une vue des niveaux de pression dus au chargement sont illustrés sur la Figure 15.



**Figure 15 – Vue de l'emplacement de la charge dans le fuselage (en haut) et vue d'un niveau de pression à un instant t.**

L'effet de la charge explosive est modélisé à l'aide du module CONWEP [25] (CONventionnal WEaPon) d'Abaqus. Ce module utilise un modèle empirique basé sur des abaques d'essais effectués avec du TNT. Il est décrit dans le manuel de l'armée américaine TM5-855 US publié en 1990. De façon classique, la modélisation d'une onde de choc et le chargement qu'elle applique sur une structure sont complexes et coûteux en temps de calcul, en raison des fortes non linéarités et du caractère hautement dynamique des phénomènes.

L'utilisation du module CONWEP permet de s'affranchir de ces problèmes grâce à une application directe des valeurs extraites d'abaques sur la structure sans modéliser le fluide qui l'entoure. Cela rend les simulations beaucoup plus simples à mettre en œuvre et beaucoup plus rapides à réaliser.

Ce module permet de modéliser différents types de charge : soit une charge explosive sphérique explosant dans l'air qui génère une onde de choc sphérique, soit une charge hémisphérique posée sur le sol, dont le chargement est modifié par le sol. Dans notre cas, la charge sphérique est utilisée.

Le module CONWEP fait appel à la notion de distance réduite (notée  $Z$ ) pour définir le niveau de chargement. Il s'agit d'une fonction de la distance radiale  $d$  entre le centre de la charge et le point chargé, et de la masse  $W$  de la charge, définie par  $Z = \frac{d}{W^{1/3}}$ . A toute distance réduite  $Z$ , le module CONWEP associe des données empiriques issues des abaques comme respectivement, le temps d'arrivée, l'amplitude du pic de surpression, la durée de la phase positive, ... Le profil de pression généré par le module CONWEP, pour une détonation d'une masse  $m_{dim}$  à une distance  $d_{dim}$  à l'aplomb du point central de la zone d'intérêt du fuselage, est présenté sur la Figure 16.

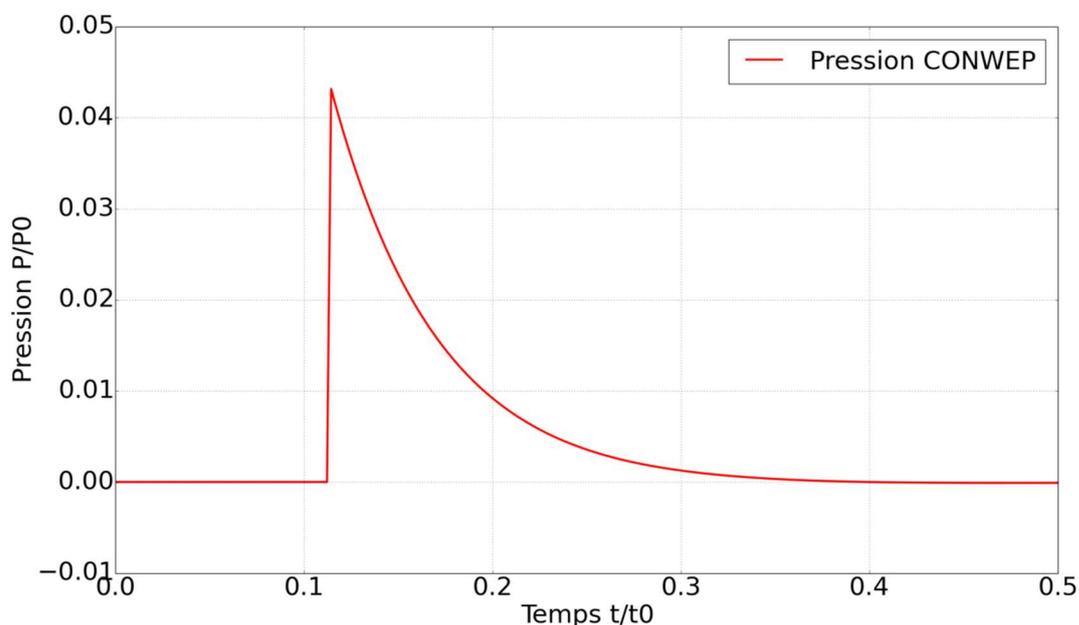


Figure 16 - Profil de pression généré par CONWEP au point central de la zone d'intérêt avec  $p_0$  et  $t_0$  des valeurs de référence permettant d'adimensionner le profil.

## II.1.1.2.2. Modélisation de l'objet de référence

### II.1.1.2.2.1. Maillage

Dans l'optique de créer un modèle numérique d'objet de référence léger du point de vue du temps de calcul, l'objet de référence est réalisé à l'aide d'éléments de coque mince. On utilise ici des coques à 4 nœuds à intégration réduite (nommées S4R dans Abaqus).

L'utilisation d'éléments 2D multicouches conduit à une discrétisation géométrique des plis du composite et une absence de représentation des interfaces. Ce choix a pour conséquence d'empêcher l'étude d'éventuelles apparitions de délaminages au cours de la simulation, ce qui est notre choix en première approximation.

Le maillage du fuselage comporte environ 100 000 éléments S4R ayant une taille de 10 mm. Le pas de temps assurant la stabilité du schéma numérique associé à ce maillage est de  $5.0 \times 10^{-7}$  s. Pour une durée d'étude d'1 ms de propagation de l'onde de souffle et de réponse structurale, la durée du calcul est d'environ 200 s sur 24 processeurs.



Figure 17 - Maillage du fuselage via Abaqus avec représentation de la peau (en vert) et les cadres (en rouge), les lisses (en gris) et les clips (en bleu).

### II.1.1.2.2.2. Propriétés matériaux

Le matériau utilisé dans ce modèle est le pré-imprégné unidirectionnel M10.1 38% UD300 CHS (on le note M10.1 par la suite), qui est un composite à matrice époxy et fibres de

carbone fabriqué par Hexcel. Les différentes propriétés mécaniques des constituants du pré-imprégné sont indiquées dans le Tableau 1 et proviennent de [26] et [27].

**Tableau 1 – Propriétés mécaniques des constituants du M10.1/UD300CHS.**

Propriété	M10.1/UD300CHS
Fraction volumique de fibre $V_f$ (%)	55
Module de Young de la fibre dans le sens longitudinal $E_{1f}$ (GPa)	230
Module de Young de la fibre dans le sens transverse $E_{2f}$ (GPa)	15
Module de cisaillement de la fibre $G_{12f}$ (GPa)	50
Coefficient de Poisson de la fibre $\nu_{12f}$	0.24
Masse volumique de la fibre $\rho_f$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1760
Coefficient d'expansion thermique de la fibre $\alpha_{1f}$ (°C <sup>-1</sup> )	-1.10 <sup>-6</sup>
Fraction volumique de matrice $V_m$ (%)	45
Module de Young de la matrice $E_m$ (GPa)	3.6
Coefficient de Poisson de la matrice $\nu_m$	0.4
Masse volumique de la matrice $\rho_m$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1200
Coefficient d'expansion thermique de la matrice $\alpha_m$ (°C <sup>-1</sup> )	25.10 <sup>-6</sup>

A partir de ces valeurs, les caractéristiques mécaniques des plis de pré-imprégnés sont calculées en utilisant la loi des mélanges dont les expressions se trouvent dans le Tableau 2. On note qu'on se place ici dans le cas idéal d'un pré-imprégné sans défauts (pourcentage de vide égal à 0%).

Tableau 2 - Expression des propriétés mécaniques d'un matériau composite UD.

Propriétés	Expression
Masse volumique	$\rho_1 = V_f \rho_f + V_m \rho_m$
Module de Young dans la direction longitudinale 1	$E_1 = V_f E_{1f} + V_m E_m$
Module de Young dans la direction transverse 2	$E_2 = \frac{E_{2f} E_{meq}}{V_m E_{2f} (1 - v_m^2) + V_f E_{meq}}$
Avec $E_m^{eq}$ le module de Young équivalent de la matrice	$E_{meq} = \frac{E_m}{1 - 2v_m^2}$
Coefficient de Poisson dans la direction 12	$\nu_{12} = V_f \nu_{12f} + V_m \nu_m$
Module de cisaillement dans la direction 12	$G_{12} = G_m \frac{(1 + \eta_1 V_f)}{(1 - \eta_1 V_f)}$
Avec le « knockdown factor »	$\eta_1 = \frac{\frac{G_{12f}}{G_m} - 1}{\frac{G_{12f}}{G_m} + 1}$

On peut alors déterminer les caractéristiques mécaniques des plis de pré-impregnés, présentées dans le Tableau 3.

Tableau 3 - Propriétés mécaniques de l'UD de M10.1/UD300CHS.

Propriétés	M10.1/UD300CHS
Masse volumique $\rho$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1.50
Module de Young dans la direction longitudinale $E_1$ (GPa)	125
Module de Young dans la direction transverse $E_2$ (GPa)	7
Coefficient de Poisson dans la direction 12 $\nu_{12}$	0.35
Module de cisaillement dans la direction 12 $G_{12}$ (GPa)	3.2
Module de cisaillement dans la direction 23 $G_{23}$ (GPa)	2.52

On choisit d'utiliser un drapage identique pour la peau et pour chacun des raidisseurs, ce qui leur confère une épaisseur identique. Le drapage qui est utilisé est constitué de 8 plis dans la séquence d'empilement quasi-isotropique suivante :  $[45/90/-45/0]_s$ . Chacun des plis est considéré comme ayant une épaisseur de 0.3 mm, l'épaisseur des pièces en composite (peau et raidisseurs) est donc de 2.4 mm. Une visualisation de la séquence d'empilement est visible en Figure 18.

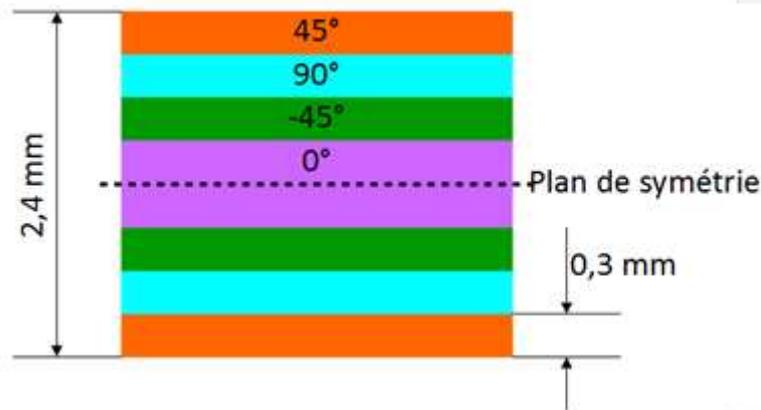


Figure 18 – Séquence d'empilement des plis de M10.1/UD300CHS.

On se place dans l'hypothèse d'un comportement purement élastique orthotrope du pli. Les propriétés élastiques de chaque pli sont fournies à Abaqus qui calcule de façon

automatique les propriétés du stratifié en prenant en compte les orientations de drapage, les propriétés et les épaisseurs des plis qui lui ont été fournies.

### II.1.1.2.2.3. Conditions limites

La peau du fuselage est encastrée à ses deux extrémités par un blocage des trois déplacements de tous les nœuds sur une distance appartenant à une couronne de 30 mm de large et située à chaque extrémité.

Le contact entre les différents constituants du fuselage est considéré comme parfait. On n'observe donc pas de décollement de raidisseurs, et, de facto, ils apportent leur raideur au système tout au long de la simulation. Ce choix est motivé par les résultats de l'étude de référence de Kotzakolios et par notre objectif général. En effet, Kotzakolios a constaté une déchirure des peaux qui a précédé la rupture des liaisons lors de ses essais. En se basant sur son expérience, l'évaluateur qui fait l'objet de notre étude est un évaluateur de déchirure et d'endommagement de peau exclusivement. Pour pouvoir effectuer une comparaison efficace, il convient donc d'empêcher de créer un modèle de référence pour lequel il n'y aura pas de rupture des liaisons entre composants durant la simulation.

## II.1.2. Modèle de l'évaluateur technologique de vulnérabilité de peau

### II.1.2.1. Géométrie d'ensemble de l'évaluateur

L'évaluateur technologique de vulnérabilité de peau a pour but d'être représentatif de la zone d'intérêt de notre objet de référence, qui est la zone comprise entre deux lisses et deux cadres. Les grandeurs que l'on étudie pour établir la représentativité de l'évaluateur sont les déplacements hors-plan dans l'ensemble de la zone d'intérêt ainsi que les rotations hors-plan des bordures de la zone d'intérêt, à comparer avec celles de la zone d'intérêt du fuselage (voir Figure 19). Pour atteindre cette représentativité, il convient d'ajuster les différents paramètres de l'évaluateur, notamment sa géométrie et ses conditions limites qui permettent de « régler » ses raideurs afin d'atteindre les grandeurs observées dans le fuselage.

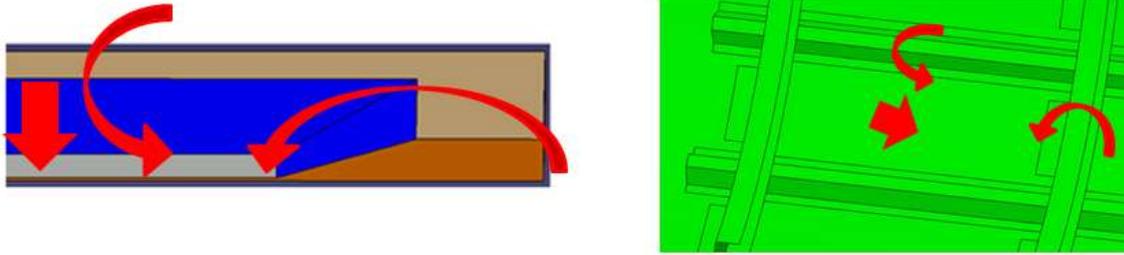


Figure 19 - Vue des grandeurs cinématiques étudiées pour l'ETMI (à gauche) et le fuselage (à droite) : le déplacement hors-plan est représenté par la flèche droite, et les rotations par les flèches courbes.

Pour les grandeurs qui sont disponibles sous la forme de champs, l'analyse des résultats s'effectue par une extraction des résultats en trois points particuliers des zones d'intérêt (Figure 82) : un point nommé « Centre », de coordonnées (0,0,0), qui se situe au centre géométrique de la zone d'intérêt, un point « Cadre », de coordonnées (-195,0,0), localisé au milieu de son arrête gauche et un point « Lisse », de coordonnées (0,65,0), se trouvant au milieu de son arrête supérieure (au milieu de la ligne virtuelle de contact avec une lisse). Ces points sont choisis pour analyser le comportement des zones représentatives de la peau (point « Centre »), d'un cadre (point « Cadre ») et d'une lisse (point « Lisse »). Ces points présentent une définition commune à la fois pour le fuselage, où leur nom est explicite car ils sont situés à l'emplacement de l'objet qu'ils représentent, et également pour l'évaluateur, car les points de mesure sont situés à l'endroit où la raideur de la zone externe, représentative des raidisseurs, est maximale.

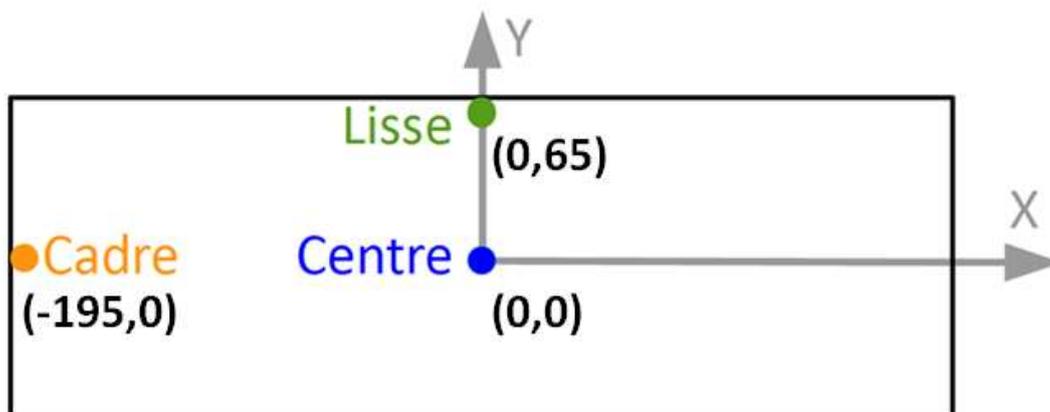


Figure 20 - Points d'étude des déplacements des zones d'intérêt (évaluateur et objet de référence).

L'évaluateur est constitué de trois zones différentes dont les rôles sont distincts (voir Figure 21) :

- une zone centrale, qui est la zone d'intérêt (ZI) de l'ETMI. Elle est analogue à la zone d'intérêt du fuselage. On souhaite observer une réponse similaire dans ces deux zones. Ses caractéristiques sont les seules données fixées au début de la phase de dimensionnement car elles sont le plus proche possible de celles de la zone d'intérêt de l'objet de référence. Ainsi, leurs épaisseurs, le matériau utilisé et les drapages sont identiques, ainsi que les dimensions de la zone, à savoir 400 dans la direction parallèle aux lisses (donc à l'axe de l'avion) et 132 mm dans la direction circonférentielle.
- une zone externe, qui a pour but de prendre en compte l'influence de la raideur de la structure fermée environnant la zone d'intérêt, et notamment la raideur apportée par la présence des cadres et des lisses. Elle est ainsi beaucoup plus épaisse que la zone d'intérêt centrale.
- entre la zone centrale et la zone externe, une zone de reprise de plis, qui permet d'effectuer une transition régulière entre ces deux premières zones. Cette zone de transition est dimensionnée afin de traduire l'influence cinématique des cadres et des lisses sur la réponse de la zone centrale.

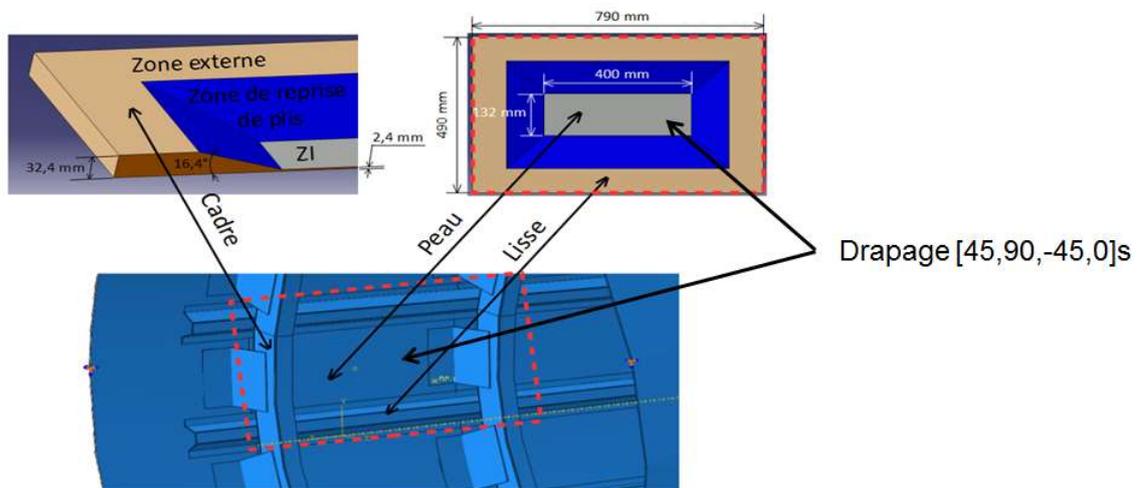


Figure 21 - Vue de l'évaluateur de vulnérabilité de peau (en haut à gauche vue en coupe, en haut à droite vue de dessus) avec mise en comparaison des différentes zones avec l'objet de référence.

Les conditions aux limites de l'évaluateur jouent un rôle important dans son dimensionnement. Ces conditions aux limites sont contraintes par le fait que l'on décide de

dimensionner le support de l'ETMI de telle sorte que la zone externe de la structure composite soit protégée du souffle par la structure métallique qui fera office de support durant l'essai de souffle. Ce choix est cohérent avec le fait que la zone externe représentant les raidisseurs du fuselage n'est pas chargée dans le modèle de l'objet de référence.

On choisit de relier l'évaluateur à son support non pas à l'aide d'éléments rigides, mais via l'utilisation de ressorts situés au niveau de la zone externe afin d'être protégés du souffle. Ces ressorts ont un double rôle : ils permettent d'une part de maintenir l'évaluateur en place durant un essai sans introduire de points durs, pouvant mener à une concentration de contraintes importante et conduire à un endommagement localisé au niveau des conditions limites qui n'a pas lieu d'être ; et d'autre part, ils participent à la définition de la raideur globale du système en flexion. Le dimensionnement des ressorts sera donc un levier utilisable afin d'optimiser la géométrie de l'évaluateur. Leur nombre, leur longueur, leur raideur et leurs emplacements sont différents paramètres à prendre en compte lors du dimensionnement. Ces ressorts sont logés dans des réceptacles, qui sont des barreaux lamés en composite verre/époxy collés sur la zone externe de l'évaluateur et dont les dimensions sont ajustées aux paramètres géométriques des ressorts. Ces ressorts conditionnent également la distance entre l'évaluateur et le support. Une vue du montage de l'ETMI avec ses ressorts est visible sur la Figure 22.

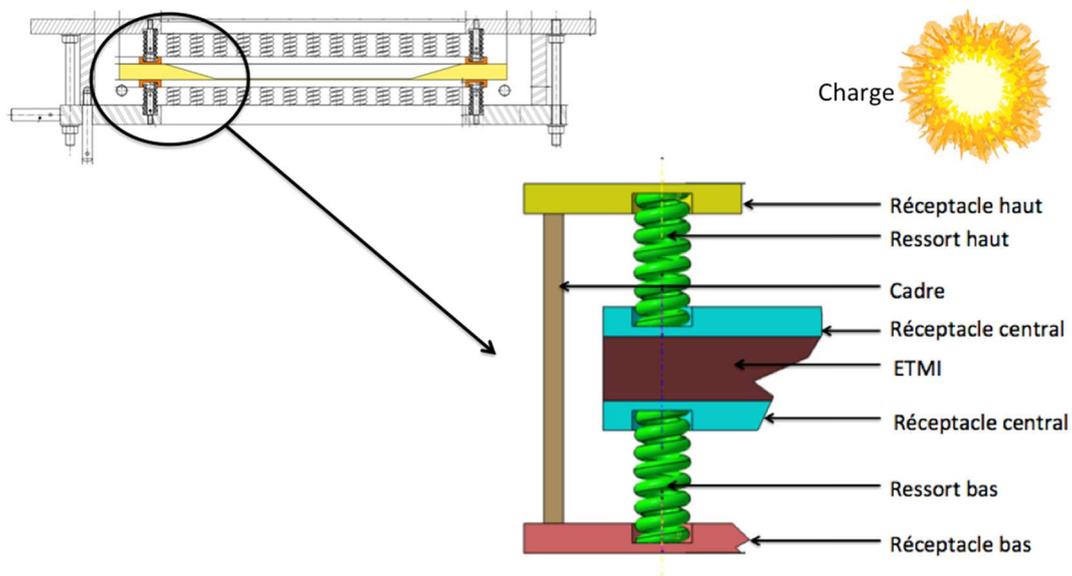


Figure 22 - Schéma du positionnement de l'évaluateur dans son support (en haut à gauche) et les ressorts ainsi que les barreaux en fibre de verre les accueillant (en bas à droite).

## II.1.2.2. Données du modèle de l'évaluateur

### II.1.2.2.1. Chargement

Afin de pouvoir effectuer des comparaisons entre les deux zones d'intérêt des deux modèles, il faut que le chargement de souffle utilisé dans les deux cas soit identique (ce qui n'est pas forcément la situation d'un évaluateur étudié en quasi statique). On applique donc à l'ETMI un chargement correspondant à l'explosion d'une charge sphérique de TNT d'une masse  $m_{dim}$  à l'aide de l'outil CONWEP. On rappelle que cette charge explosive est située à une distance  $d_{dim}$  du centre de la zone d'intérêt de l'évaluateur. La zone externe de l'évaluateur est considérée comme protégée du souffle par le support métallique qui porte l'évaluateur. Cette zone est donc considérée comme non affectée le souffle. Les conditions aux limites liées à l'effet de souffle sont donc appliquées sur la zone d'intérêt et la zone de reprise de plis (voir Figure 23).

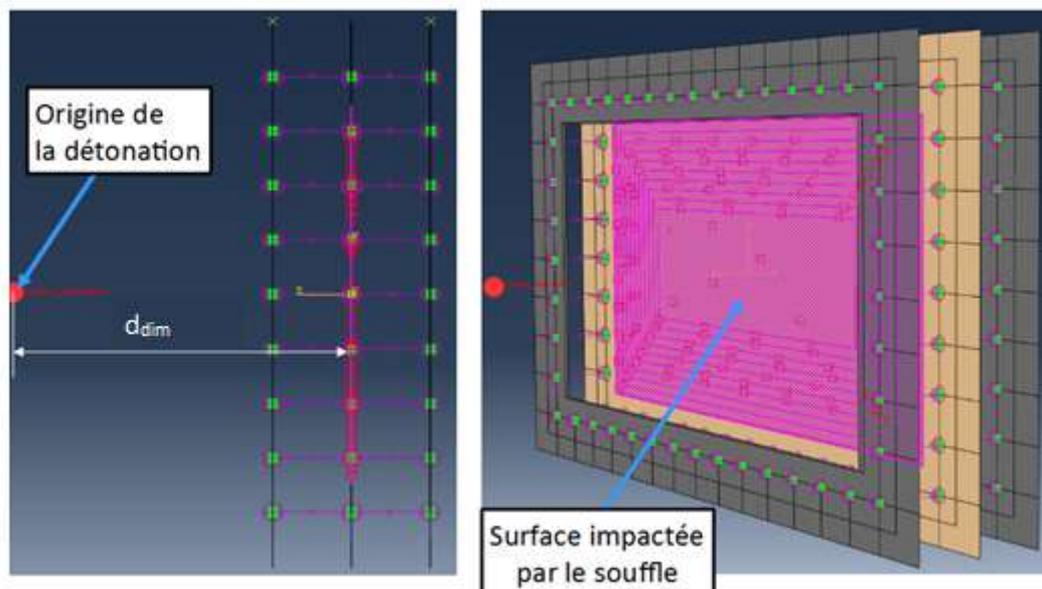


Figure 23 - Positionnement de la charge explosive (à gauche) et zone de l'évaluateur chargée par le souffle (à droite) les ressorts apparaissant en violet.

## II.1.2.2.2. Modélisation de l'évaluateur

### II.1.2.2.2.1. Maillage

De même que pour le modèle de l'objet de référence, le modèle de l'évaluateur a pour finalité d'être un modèle simple afin d'être facilement paramétrable et faire l'objet de démarches de dimensionnement itératifs.

L'évaluateur est donc également modélisé à l'aide d'éléments de coque mince S4R. Ces éléments étant sans épaisseur, c'est l'assignation du drapage composite dans les différentes zones de l'ETMI qui permet de les différencier. La zone centrale et la zone externe étant planes en face avant et arrière, leur représentation à l'aide d'éléments coque est facilitée.

La zone de reprise de plis présentant des peaux non parallèles, représenter son épaisseur à l'aide d'éléments coque n'est pas possible. Dans une optique de conception optimale des calculs, on décide de modéliser la zone de reprise de plis par une succession de zones possédant un nombre décroissant de plis pour former un escalier (voir Figure 24). Le nombre de marches de cet escalier est un des paramètres à prendre en compte afin d'éviter d'avoir des marches trop raides si l'épaisseur d'une marche à l'autre varie de façon trop importante. Afin d'avoir des marches régulières, il faut que chaque passage d'une marche à l'autre soit associé à l'ajout d'un nombre fixe de plis. Il est donc nécessaire que le nombre de marches soit un diviseur du nombre de plis total de la zone externe afin que ce nombre soit entier.

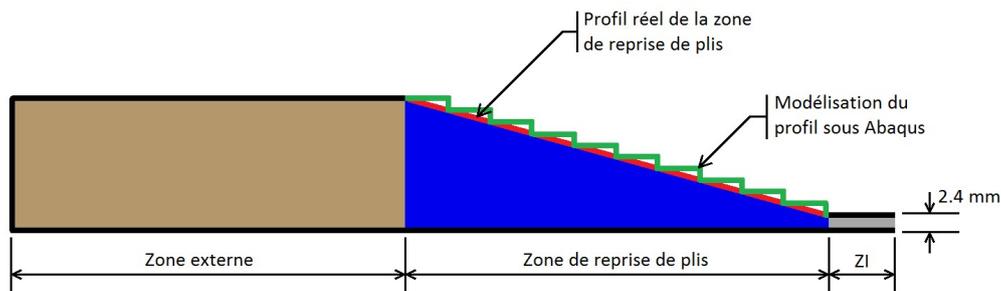
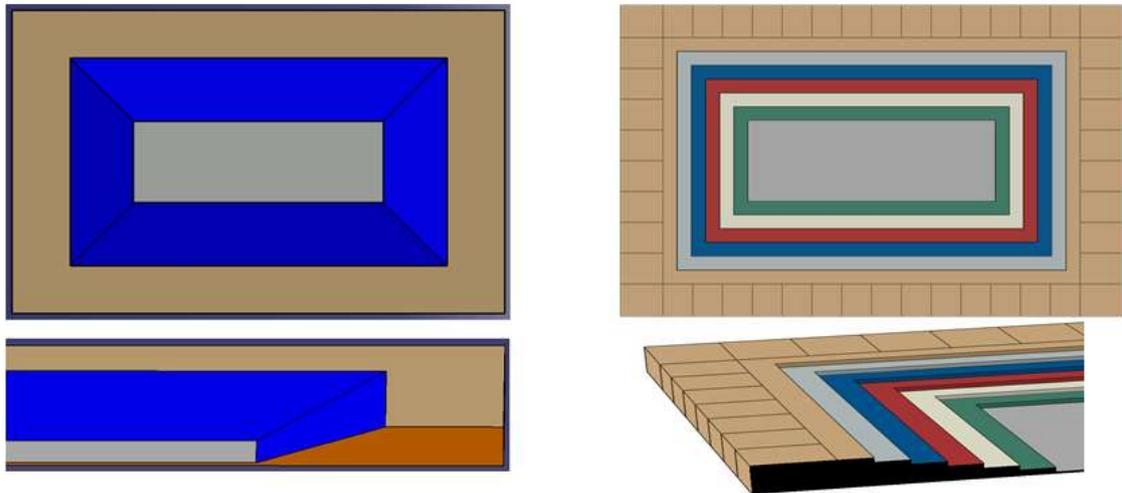


Figure 24 – Exemple de modélisation de la zone de reprise de plis sous Abaqus dans un cas avec 10 marches.

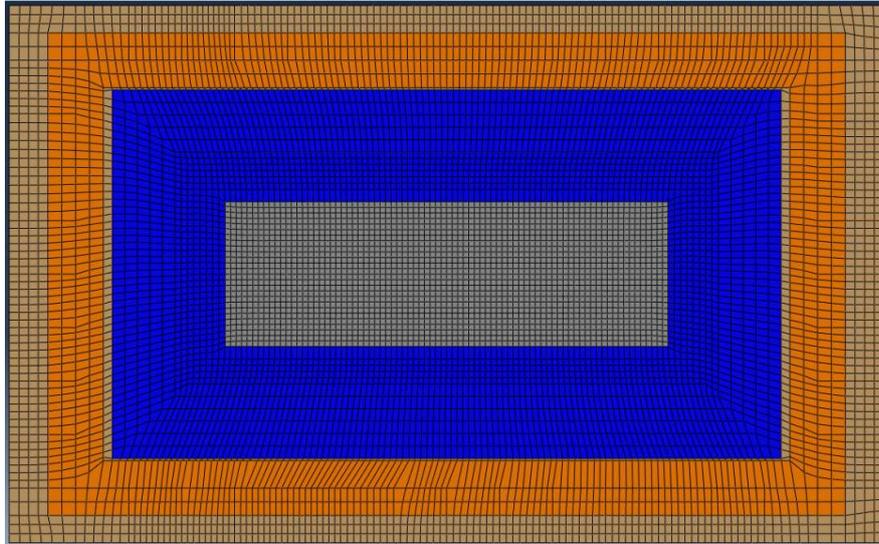
La Figure 25 met en parallèle la géométrie réelle de l'évaluateur et sa modélisation pour le calcul en tenant compte des considérations ci-dessus. Les détails sur l'assignation des sections sont donnés par la suite. Les subdivisions effectuées dans la zone extérieure de l'évaluateur permettent de localiser les ressorts qui le lient aux cadres de fixation et de représenter les barres en composite verre/époxy qui guident les ressorts et assurent leur maintien. Leur

importance est détaillée dans la partie conditions aux limites. Le choix de cette subdivision n'a aucune conséquence sur le comportement mécanique de la pièce.



**Figure 25 – Comparaison entre la géométrie réelle de l'évaluateur (à gauche) avec vue de dessus (en haut) et vue en coupe (en bas) et l'évaluateur modélisé avec Abaqus (à droite) avec vue de dessus (en haut) et vue en coupe avec affichage des sections (en bas).**

Les différentes zones étant définies et subdivisées, le maillage à proprement parlé peut être effectué. Afin de rendre le modèle le plus optimisé possible en terme de temps de calcul, le maillage n'est pas uniforme sur l'ensemble de l'évaluateur. La zone d'intérêt présente un maillage de 5 mm de côté, la zone de reprise de plis un maillage de 7 mm de côté et le reste de la pièce un maillage de 10 mm de côté (voir Figure 26). Ce choix de maillage est fait pour disposer d'au moins 2 éléments par marche dans la zone de reprise de plis tout en assurant une transition acceptable entre la zone d'intérêt maillée finement et la zone externe plus grossière. La taille de maille dans la zone d'intérêt est choisie de telle sorte que la raideur en bordure de zone de reprise de plis ne soit pas majorée par un échantillonnage trop faible. L'ensemble de l'évaluateur comprend au total 8000 éléments de coque. Le pas de temps assurant la stabilité du schéma numérique associé à ce maillage est de  $2.7 \times 10^{-7}$  s. Pour une durée d'étude d'1 ms, la durée du calcul est d'environ 200 s sur 24 processeurs, rendant une conception par optimisation itérative possible.



**Figure 26 - Vue du maillage en coque de l'évaluateur avec la zone d'intérêt en gris, la zone de reprise de plis en bleu et la zone épaisse (en orange, la localisation des barreaux de fibres de verre pour le centrage des ressorts et en beige la zone externe).**

#### II.1.2.2.2. Propriétés matériaux

Comme dit précédemment, la zone d'intérêt de l'évaluateur possède un drapage identique à celui de la zone d'intérêt de l'objet de référence, à savoir 8 plis de 0.3 mm de M10.1 38%UD300 CHS orientés selon la séquence d'empilement  $[45/90/-45/0]_s$ , pour une épaisseur totale de 2.4 mm.

Le drapage de la zone externe est défini de la façon suivante :

- 4 plis de M10.1 38%UD300 CHS disposés selon la séquence d'empilement  $[45/90/-45/0]$  ;
- plusieurs plis de pré-imprégné M9.6 GF 35% UD600 CHS (matrice époxy et fibres de carbone), de 0.6 mm d'épaisseur chacun, disposés en alternance  $[0/90]$ . Le nombre de ces plis est un des paramètres de dimensionnement de l'évaluateur. Les propriétés du matériau M9.6 GF 35% UD600 CHS se trouvent dans le Tableau 4 et le Tableau 5
- L'utilisation de ce matériau plus épais (de fort grammage, soit  $600 \text{ g/m}^2$ ) est justifiée par le fait qu'il n'a pour but que d'apporter de la raideur (principalement par l'augmentation de l'épaisseur) à la zone externe.
- 4 plis de M10.1 38%UD300 CHS disposés selon la séquence d'empilement  $[0/-45/90/45]$  ;

**Tableau 4 - Propriétés mécaniques de l'UD de M10.1/UD300CHS.**

Propriétés	Constituants de M9.6GF 35% UD600 CHS
Fraction volumique de fibres $V_f$ (%)	60
Module de Young de la fibre dans le sens longitudinal $E_{1f}$ (GPa)	230
Module de Young de la fibre dans le sens transverse $E_{2f}$ (GPa)	15
Module de cisaillement de la fibre $G_{12f}$ (GPa)	50
Coefficient de Poisson de la fibre $\nu_{12f}$	0.24
Masse volumique de la fibre $\rho_f$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1790
Coefficient d'expansion thermique de la fibre $\alpha_{1f}$ (°C <sup>-1</sup> )	-1.10 <sup>-6</sup>
Fraction volumique de matrice $V_m$ (%)	40
Module de Young de la matrice $E_m$ (GPa)	3.6
Coefficient de Poisson de la matrice $\nu_m$	0.4
Masse volumique de la matrice $\rho_m$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1200
Coefficient d'expansion thermique de la matrice $\alpha_m$ (°C <sup>-1</sup> )	25.10 <sup>-6</sup>

**Tableau 5 - Propriétés mécaniques de l'UD de M9.6GF 35% UD600 CHS.**

Propriétés	M9.6GF 35% UD600 CHS
Masse volumique $\rho$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1.56
Module de Young dans la direction longitudinale $E_1$ (GPa)	140
Module de Young dans la direction transverse $E_2$ (GPa)	10
Coefficient de Poisson dans la direction 12 $\nu_{12}$	0.36
Module de cisaillement dans la direction 12 $G_{12}$ (GPa)	4.5
Module de cisaillement dans la direction 23 $G_{23}$ (GPa)	3.15

Le drapage des différentes marches de la zone de reprise de plis augmente linéairement de marche en marche suivant un rapport égal au nombre de plis de la zone externe divisé par le nombre de marches.

Un matériau spécifique, dont les propriétés se trouvent en Tableau 6, est créé pour représenter le matériau des barreaux de composite verre/époxy qui servent à accueillir les ressorts dans la zone externe. Ces barres sont modélisées par une seule couche car leur comportement n'a pas pour but d'être analysé, on souhaite uniquement regarder la raideur apportée par ces barres.

**Tableau 6 - Propriétés du matériau représentant le stratifié verre/époxy constitutif des barres de maintien des rangées de ressorts.**

Propriété	Verre/époxy
Masse volumique $\rho$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1 800
Module de Young dans la direction longitudinale $E_1$ (GPa)	30 000
Module de Young dans la direction transverse $E_2$ (GPa)	30 000
Coefficient de Poisson dans la direction 12 $\nu_{12}$	0.3
Module de cisaillement dans la direction 12 $G_{12}$ (GPa)	5 500
Module de cisaillement dans la direction 23 $G_{23}$ (GPa)	3 000

Comme pour le modèle de fuselage, le comportement du matériau est considéré ici comme purement élastique orthotrope.

#### II.1.2.2.3. Conditions aux limites

Le support métallique servant à porter l'évaluateur durant l'essai est modélisé de façon simplifiée en le considérant infiniment rigide. Le support est contraint par un encastrement et est situé à une distance égale à la longueur combinée d'un ressort et d'un barreau de fibres de verre de chaque côté de l'évaluateur (voir Figure 27). Il est choisi de modéliser les cadres et de ne pas juste encastrent les ressorts à une extrémité dans l'éventualité où la rigidité du support ne serait pas vérifiée expérimentalement, ou si celui-ci bougeait de façon importante durant l'essai.

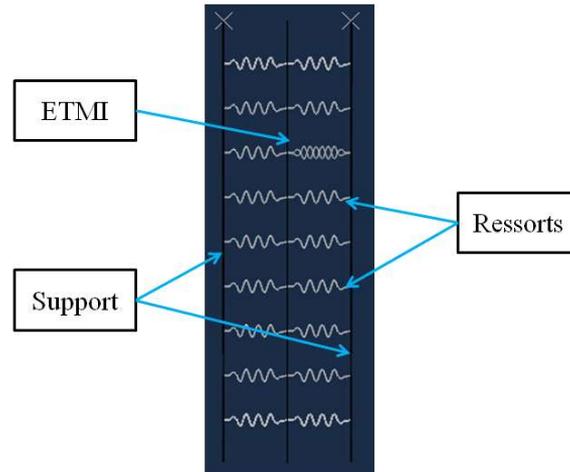


Figure 27 – Liaison entre l’ETMI et son support à l’aide de ressorts (vue de profil).

Les ressorts sont modélisés à l’aide d’éléments de ressorts linéaires sur Abaqus ; ils permettent d’introduire une raideur selon une direction entre deux degrés de liberté sans introduire de masse. Pour des raisons de stabilité du schéma numérique, il est nécessaire d’attacher aux extrémités des ressorts une masse. Ceci nécessite d’adapter le maillage afin de positionner les ressorts au bon endroit.

## II.2. Résultats et comparaisons

Le dimensionnement de l'ETMI a pour but d'aboutir à un jeu de paramètres permettant d'observer une succession d'événements similaires dans l'ETMI ainsi que dans l'objet de référence en termes de chargement et de réponse de la structure (déplacements et rotations). On souhaite qu'à chacun de ces événements, la réponse de l'ETMI (flèche maximale de la peau, rotation en bordure de zone d'intérêt, ...) soit proche de celui de l'objet de référence. Pour cela, on lance une série de simulations en faisant varier les paramètres de l'évaluateur pour mettre en évidence leur influence sur les résultats obtenus. Une fois les influences mises en évidence, le dimensionnement à proprement parlé est mis en place suivant une méthode de minimisation des écarts jusqu'à obtenir une géométrie convenable qui est détaillée dans la partie suivante.

Les deux modèles ne prenant pas en compte la présence éventuelle d'endommagement des structures ou de décollement de raidisseurs, il est décidé de ne comparer les résultats de l'évaluateur et du fuselage que sur le premier pic de réponse de la structure. Les vibrations élastiques qui suivent ce pic sont supposées ne pas être pertinentes à comparer dans cette phase de conception. Cela correspond à un temps de  $0.3 t_0$ , temps qui correspond à l'endommagement de la lisse et au moment où des divergences apparaissent.

Pour la conception générale de l'évaluateur, il a été considéré que la principale source de dommages de la peau d'un fuselage composite lors d'un effet de souffle était la « flexion » de la peau, sous la forme d'un déplacement hors-plan important, qui allait éventuellement générer délaminages, fissures matricielles et ruptures de fibres au sein de la structure composite. L'analyse de cette courbure sera effectuée en considérant deux paramètres principaux sur lesquels sera centrée la procédure d'optimisation : le déplacement hors-plan des trois points présentés ci-dessus, et la rotation autour d'un axe dans le plan pour les deux points externes.

A des fins d'illustration de la démarche d'optimisation, les effets des paramètres seront présentés en effectuant la comparaison entre trois configurations choisies parmi toutes celles qui ont été testées lors de la phase de dimensionnement : une configuration dite de base (30 mm, 24 ressorts), une configuration de 30 mm mais qui possède 44 ressorts, et une configuration qui possède une épaisseur plus importante dans la zone externe de 40 mm au

lieu de 30 avec 24 ressorts, avec une pente qui reste constante lorsque l'épaisseur passe à 40 mm au lieu de 30 mm. Les comparaisons sont effectuées sur un temps plus long, le problème d'endommagement de raidisseur sur le fuselage n'altérant pas la comparaison dans ce cas-là (car sans décollement de lisse).

Ces trois configurations sont représentées sur la Figure 28.

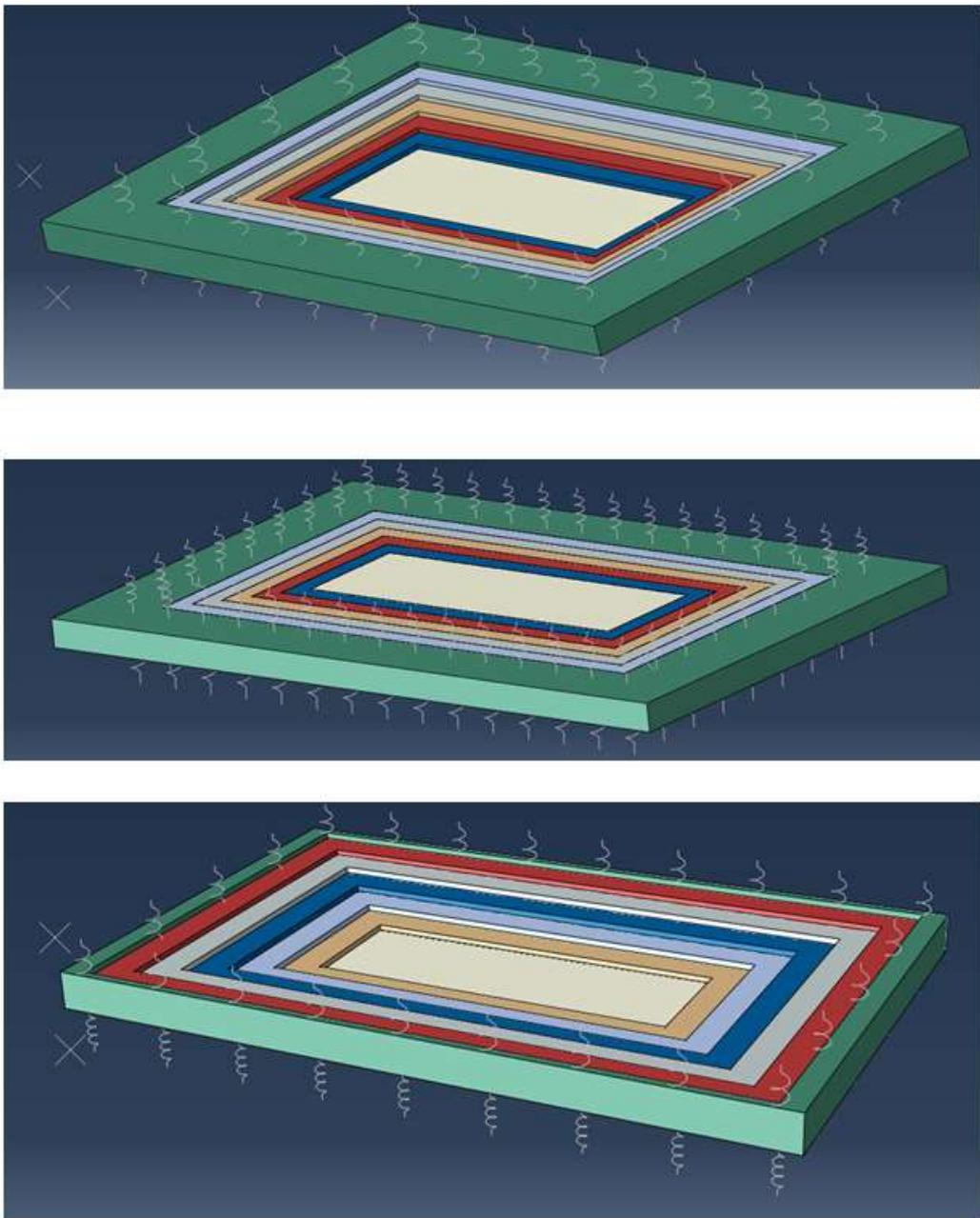


Figure 28 - Vue des trois configurations prises en exemples pour montrer le rôle de certains paramètres avec, en haut la configuration de base, au milieu celle avec plus de ressorts et en bas celle avec une épaisseur plus élevée à pente égale.

## II.2.1. Comparaisons des déplacements et effets des paramètres

Les comparaisons des déplacements hors-plan entre l'ETMI et le fuselage permettent de déterminer la raideur générale de la zone d'intérêt à l'aide du déplacement du point central ainsi que les raideurs apportées par les raidisseurs à l'aide des deux autres points. C'est également un bon indicateur de la retranscription de la chronologie du chargement en suivant l'évolution des champs de déplacements dans les deux pièces (voir Figure 29).

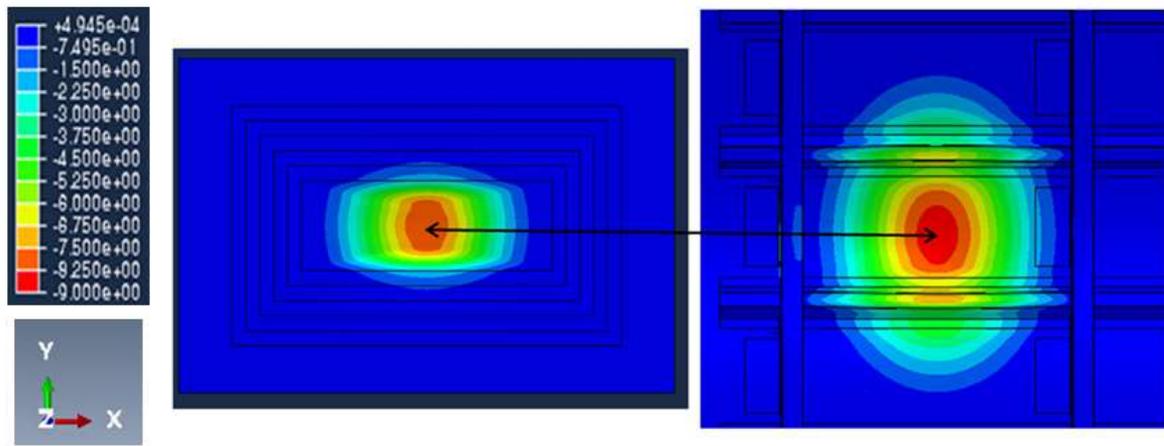


Figure 29 - Comparaison des champs de déplacement hors-plan en mm à  $t = 100 \mu s$  entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite).

La forme générale du champ de déplacements est fonction du nombre et de la raideur des ressorts, ainsi que de la pente de la reprise de plis et de l'épaisseur de la zone externe. Une raideur trop faible conduirait à une flexion d'ensemble de l'évaluateur trop importante, et ne serait pas assez localisée dans la zone d'intérêt. L'évolution des déplacements aux trois points de mesure dans les trois configurations de comparaison est présentée sur la Figure 30.

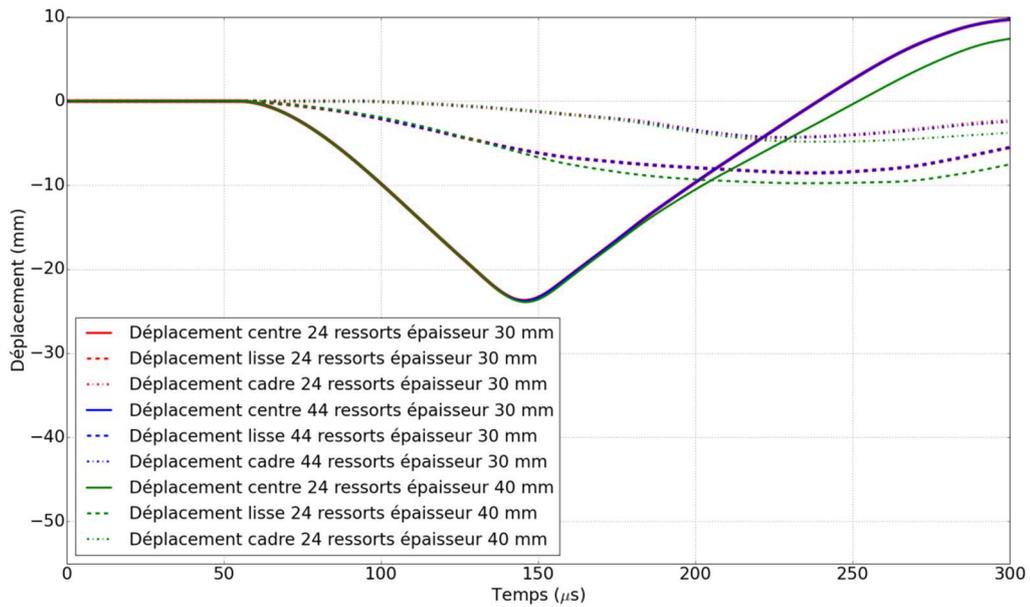


Figure 30 – Evolution des déplacements dans les trois configurations de comparaison.

Ces courbes permettent de mettre en évidence l'effet de l'épaisseur sur le déplacement, qui joue à la fois sur la zone centrale et les zones de bord de raidisseur. Cette épaisseur entraîne un déplacement plus important au niveau de la zone de reprise de plis (environ 20%) car la raideur plus importante au bord semble conduire à une flexion plus élevée en bordure de la zone de reprise de plis. La masse supplémentaire conduit également à un décalage en fréquence de la vibration du point central. Contrairement à l'épaisseur, le nombre de ressorts joue un rôle quasiment nul sur les déplacements hors plan.

Ces simulations permettent de mettre en avant l'influence de ces paramètres. D'autres simulations qui ne sont pas présentées ici permettent de compléter l'étude paramétrique.

Les déplacements des points en bordure de raidisseurs sont principalement pilotés par la pente de la reprise de plis ainsi que par l'épaisseur de la zone externe et la raideur des ressorts. Comme pour la forme globale du champ, il convient de trouver une juste raideur au sens du compromis pour disposer d'une flexion d'ensemble de l'évaluateur (zone d'intérêt et zone externe) suffisante pour obtenir des niveaux de déplacement semblables entre le fuselage et l'évaluateur.

La Figure 31 présente les courbes de déplacements entre le fuselage et l'évaluateur définitif. On peut voir que les valeurs de déplacements au niveau des cadres et du point

central coïncident mais qu'un écart d'environ 40 % existe entre les déplacements au niveau des lisses. Les raisons de cet écart sont détaillées dans la sous-partie suivante.

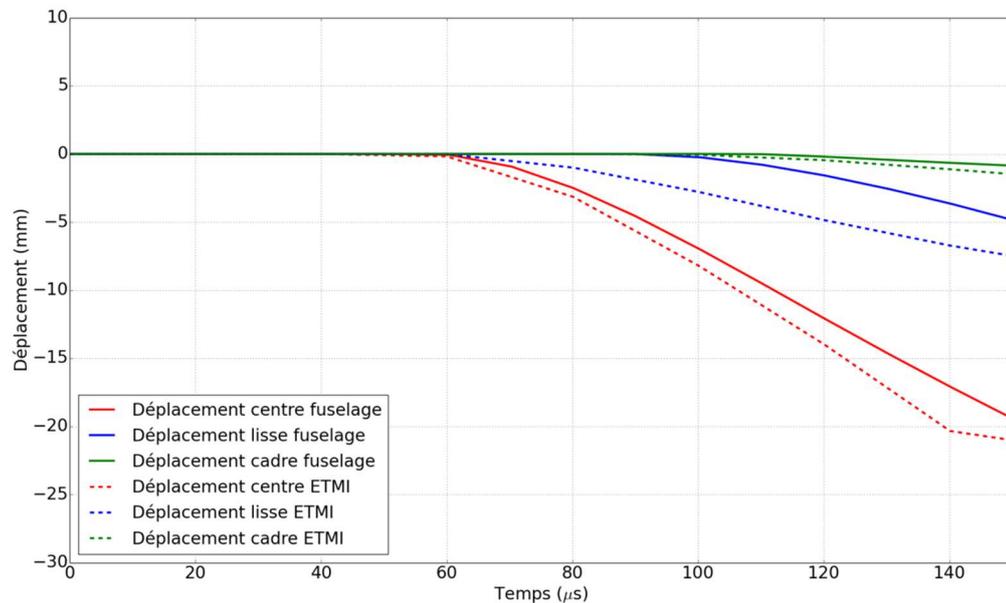


Figure 31 - Déplacements hors-plan des différents points d'étude de l'ETMI définitif et du fuselage.

## II.2.2. Comparaison des rotations et effets des paramètres

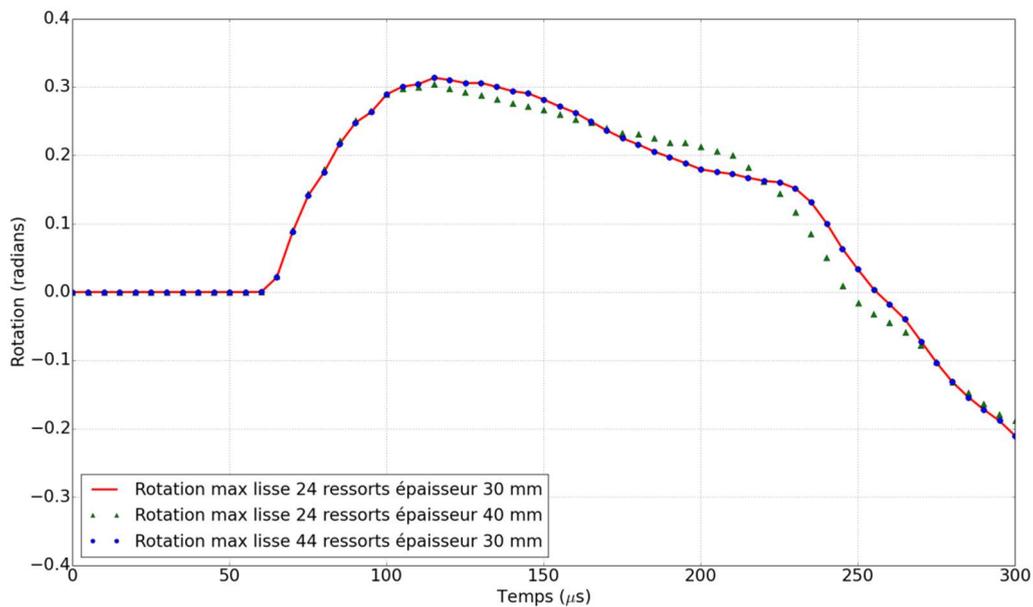
Les rotations au niveau des raidisseurs peuvent se répartir en deux zones : une zone de rotation importante ( $\approx 0.3$  rad), située entre la bordure de la reprise de plis et le centre de la zone d'intérêt, ainsi qu'une zone de rotations très faibles ( $\approx 0.05$  rad) présente en bordure du raidisseur ou de la zone de reprise de plis. Cette zone de faibles rotations étant une zone de concentration de contraintes de moment de torsion élevées (conduisant à des niveaux de contrainte  $\sigma_{11}$  de 2 GPa dans certains plis, supérieurs à la contrainte à rupture des fibres qui est d'environ 1.7 GPa), sa retranscription est importante pour éviter une majoration liée au modèle numérique basé sur une discrétisation marche par marche.

### II.2.2.1. Rotation des lisses

Les courbes de rotation au niveau de la zone de rotation importante et au niveau de la bordure sont présentées sur la Figure 32 et la Figure 33.

Ces courbes permettent de mettre en évidence l'effet de l'épaisseur de la zone externe sur la rotation, que ce soit au niveau de la zone de rotation importante ou en bordure de la zone de reprise de plis. L'effet est faible, de l'ordre de 5 à 10% sur les valeurs de rotation.

Le nombre de ressorts n'a pas d'effet sur les rotations sur cette plage de temps.



**Figure 32 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau de la lisse dans les trois configurations.**

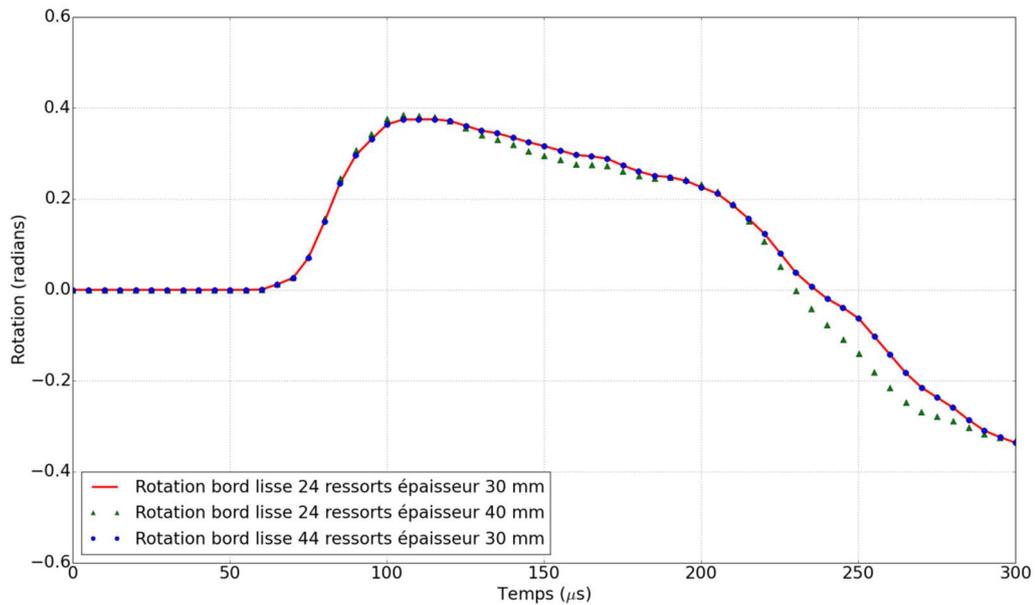


Figure 33 - Rotations en radian au niveau du point « lisse » des trois configurations.

Les rotations au niveau de la zone de reprise de plis de l'évaluateur représentant la lisse sont principalement pilotées par les caractéristiques de la zone de reprise de plis. La pente de la zone de reprise de plis, la géométrie de la zone externe ainsi que l'échantillonnage des marches de la zone de reprise de plis sont ainsi les paramètres prépondérants pour le dimensionnement. Il faut assurer une continuité de la rotation entre la bordure de la zone d'intérêt et la première marche de la zone de reprise de plis pour éviter une rotation quasiment nulle le long de cette bordure, qui conduirait à des contraintes très importantes.

Une comparaison des champs de rotation est visible sur la Figure 34. Dans le cas du fuselage, les rotations sont divisées en deux zones : une zone de rotations importantes (0.36 rad) située sur les lisses, et une plus faible (0.1 rad) en bordure de la zone d'intérêt. Ces rotations importantes sur les lisses sont dues au fait que les lisses subissent le souffle avec une intensité plus importante due à leur protubérance et à la courbure du fuselage. Les rotations de la zone d'intérêt du fuselage sont quatre fois plus faibles en comparaison de l'ETMI.

A la différence du fuselage, la planéité de l'évaluateur conduit à des niveaux de réponse au souffle différents de ceux du fuselage, le chargement étant décroissant de façon homogène avec l'éloignement du point central de la zone d'intérêt. Cela se retrouve sur les Figure 35 et Figure 36 où l'on peut observer des rotations plus importantes (0.3 rad au maximum) dans la zone d'intérêt de l'ETMI que dans le fuselage. C'est également la raison de l'écart de

déplacement de 40% constaté dans la partie précédente. On cherche à dimensionner la zone de reprise de plis pour s'approcher le plus possible de ces niveaux de rotations sans pour autant modifier la réponse du reste de la zone d'intérêt.

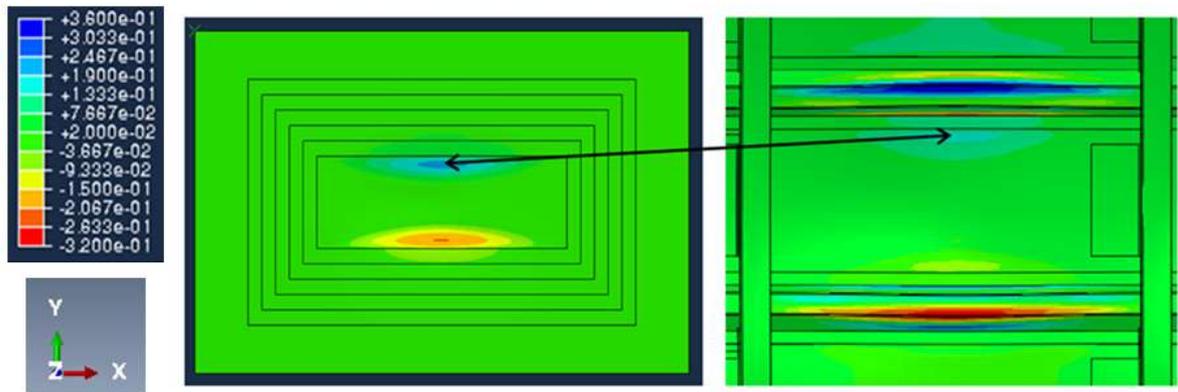


Figure 34 - Comparaison des champs de rotations (en radian) au niveau des lisses à  $t = 100 \mu s$  entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite).

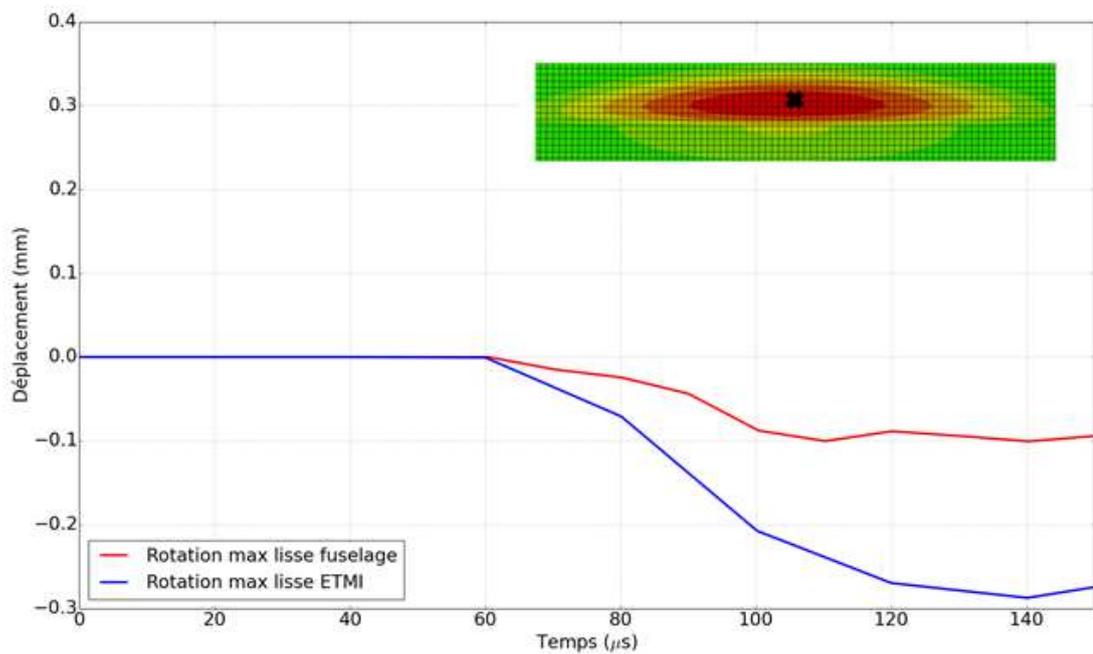


Figure 35 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau de la lisse pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.

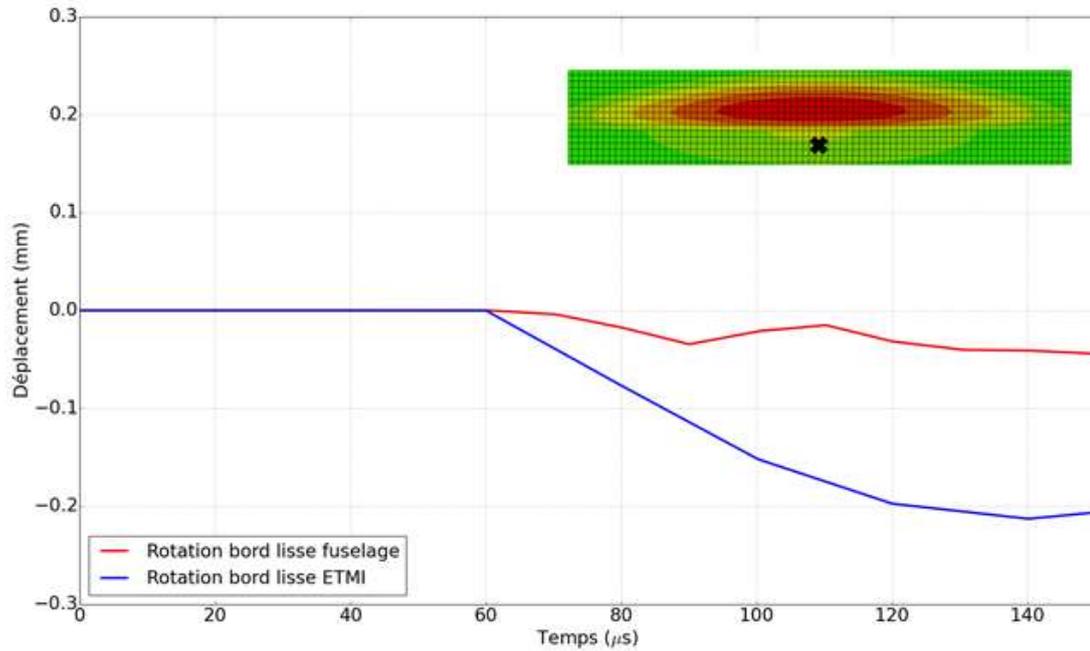


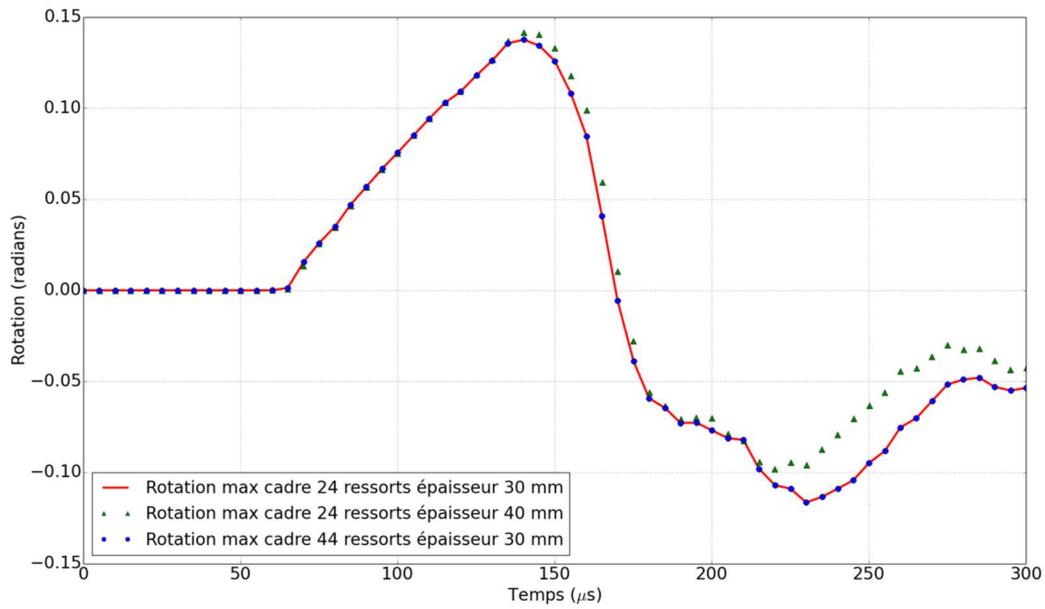
Figure 36 – Rotations en radian au niveau du point « lisse » pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.

#### II.2.2.2. Rotation du cadre

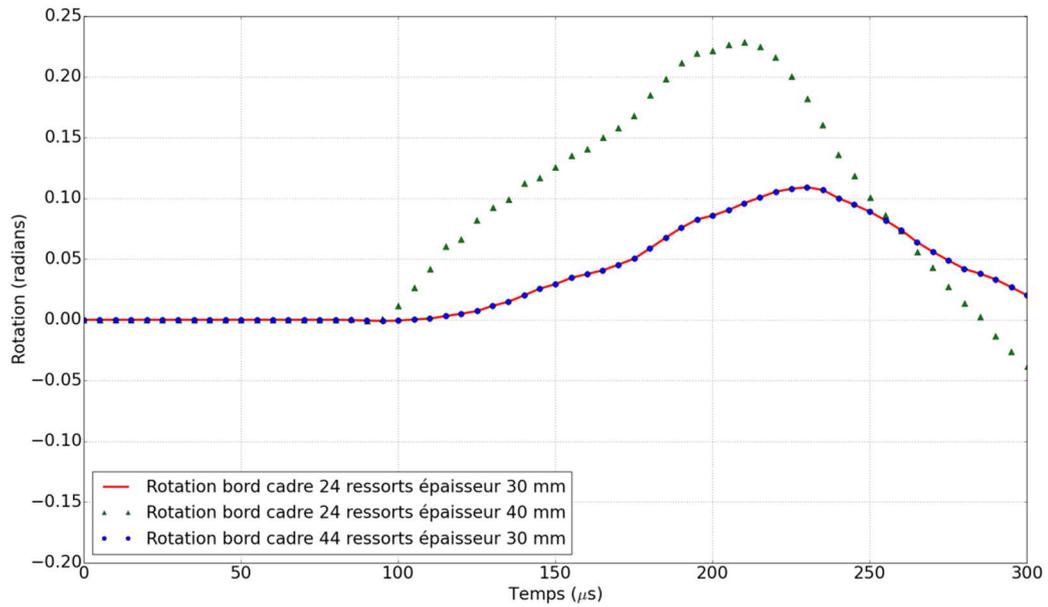
Les courbes de rotation au niveau de la zone de rotation importante et au niveau de la bordure sont présentées sur la Figure 37 et la Figure 38.

De même qu'au niveau des lisses, l'épaisseur de la zone externe joue un rôle sur la rotation en bordure de la zone de reprise de plis, d'un ordre d'environ 5 à 15%.

De la même façon, le nombre de ressorts ne joue pas de rôle sur les amplitudes de rotation.



**Figure 37 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau du cadre dans les trois configurations.**



**Figure 38 - Rotations en radian au niveau du point « cadre » des trois configurations.**

De même que pour les rotations au niveau de la lisse, les rotations au niveau du cadre de l'évaluateur sont principalement pilotées par les caractéristiques de la zone de reprise de

plis respectivement, la pente de la zone de reprise de plis, la géométrie de la zone externe ainsi que l'échantillonnage des marches de la zone de reprise de plis.

Cependant, contrairement aux lisses, les cadres du fuselage sont suffisamment espacés de la charge pour ne pas subir le souffle de façon immédiate et importante par rapport à la zone d'intérêt. On retrouve donc les zones de rotation importante (0.12 radians) au niveau de la zone d'intérêt du fuselage et non plus sur les raidisseurs. Ce relatif confinement dans la zone d'intérêt permet une comparaison des champs beaucoup plus pertinente que dans le cas des lisses (où les champs s'étaient au-delà de la zone d'intérêt) (voir Figure 39).

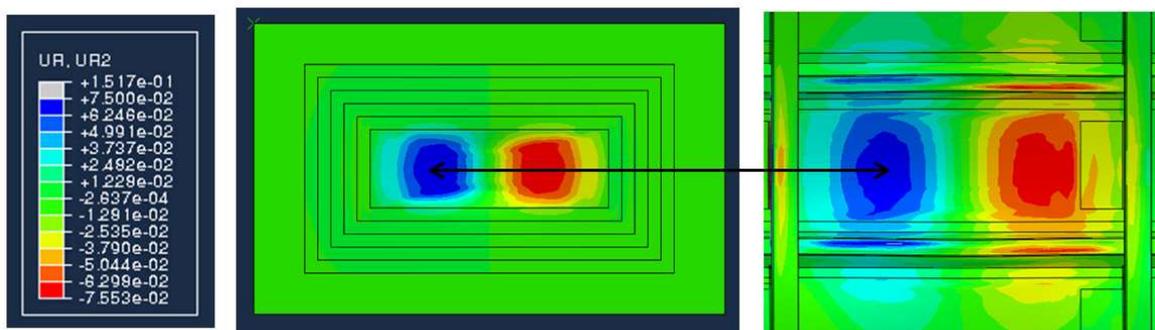


Figure 39 - Comparaison des champs de rotations (en radian) au niveau des cadres à  $t = 100 \mu s$  entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite).

La Figure 40 et la Figure 41 montrent la corrélation des rotations entre l'évaluateur et le fuselage. La corrélation est bonne (de l'ordre de 5 à 20 %) que ce soit au point de valeur maximale ou en bordure de la zone d'intérêt, ce qui montre que la raideur des cadres est bien retranscrite.

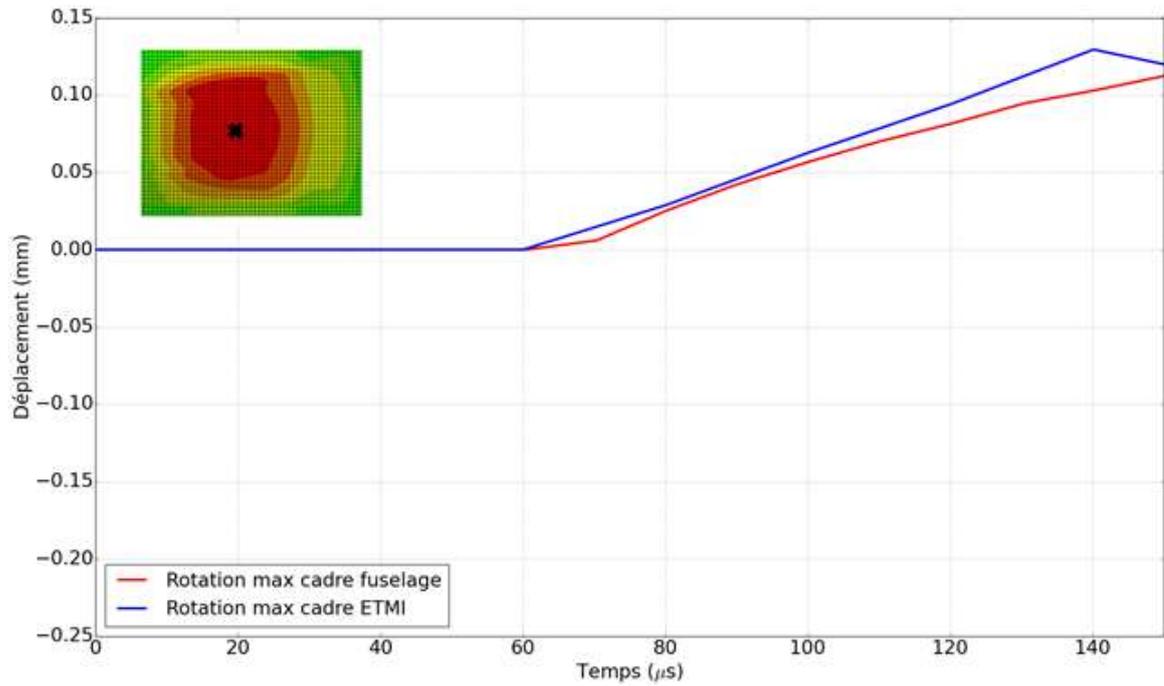


Figure 40- Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau du cadre pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge).

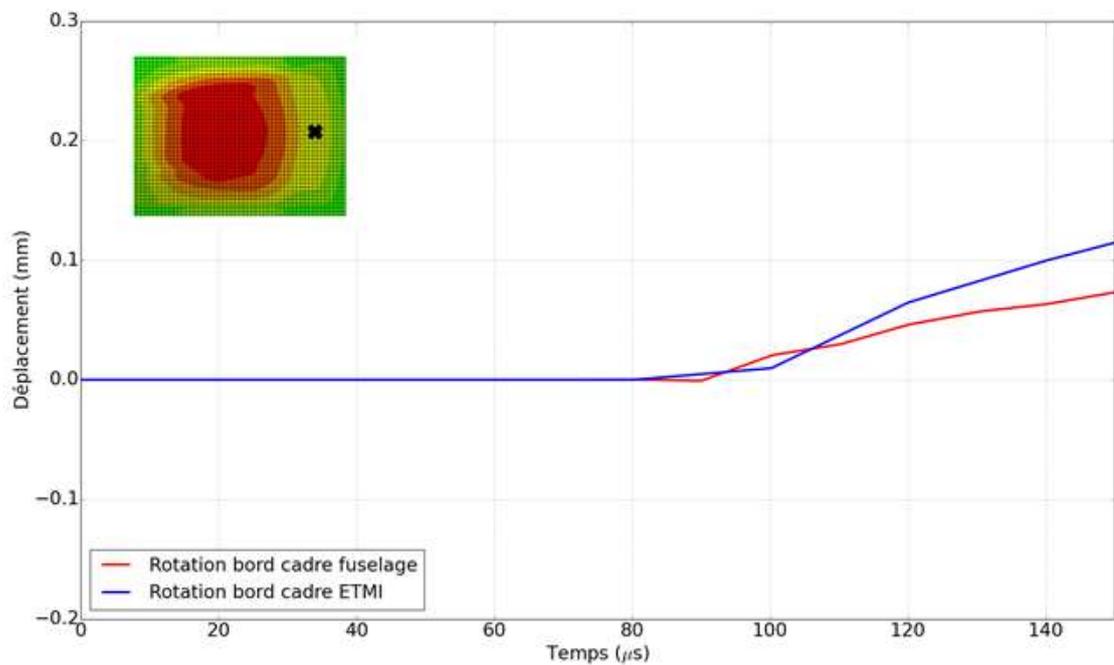
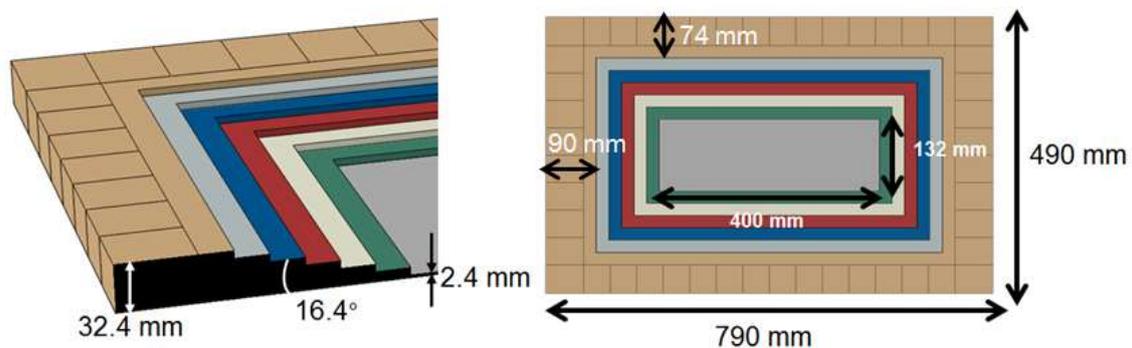


Figure 41 - Rotations maximales (en radian) au niveau du point « cadre » pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.

## II.3. Propriétés finales de l'ETMI

De multiples essais numériques ont été réalisés en prenant en compte les effets que l'on a montrés dans la partie précédente. Cela nous fournit au final les propriétés définitives de l'ETMI. On rappelle que les différents paramètres relatifs à la zone d'intérêt sont fixés dès le départ car identiques à ceux de la zone d'intérêt du fuselage.

Les dimensions finales retenues sont résumées sur la Figure 42.



Le processus de dimensionnement conduit à ajouter 30 mm d'épaisseur à la zone externe par rapport à la zone d'intérêt, ce qui correspond à une épaisseur totale de 32.4 mm. Le modèle de l'ETMI étant réalisé à l'aide d'éléments coque, il faut discrétiser la pente de la zone de reprise de plis en plusieurs marches d'épaisseur croissante. La subdivision de la zone de reprise de plis est effectuée en 5 marches, chacune d'une hauteur de 5 mm. Cela correspond à 8 plis de M9.6GF 35% UD600 CHS par marche, soit un total de 48 plis de M9.6GF 35% UD600 CHS. Deux plis supplémentaires sont ajoutés dans la zone externe pour porter le total à 50 afin de prendre en compte la différence d'épaisseurs entre le matériau réel (après fabrication, cf. chapitre sur la fabrication) et le matériau fictif. Les barres de fibre de verre sont choisies d'épaisseur égale à 15 mm. Les différents drapages appliqués aux différentes zones sont montrés en Figure 43.

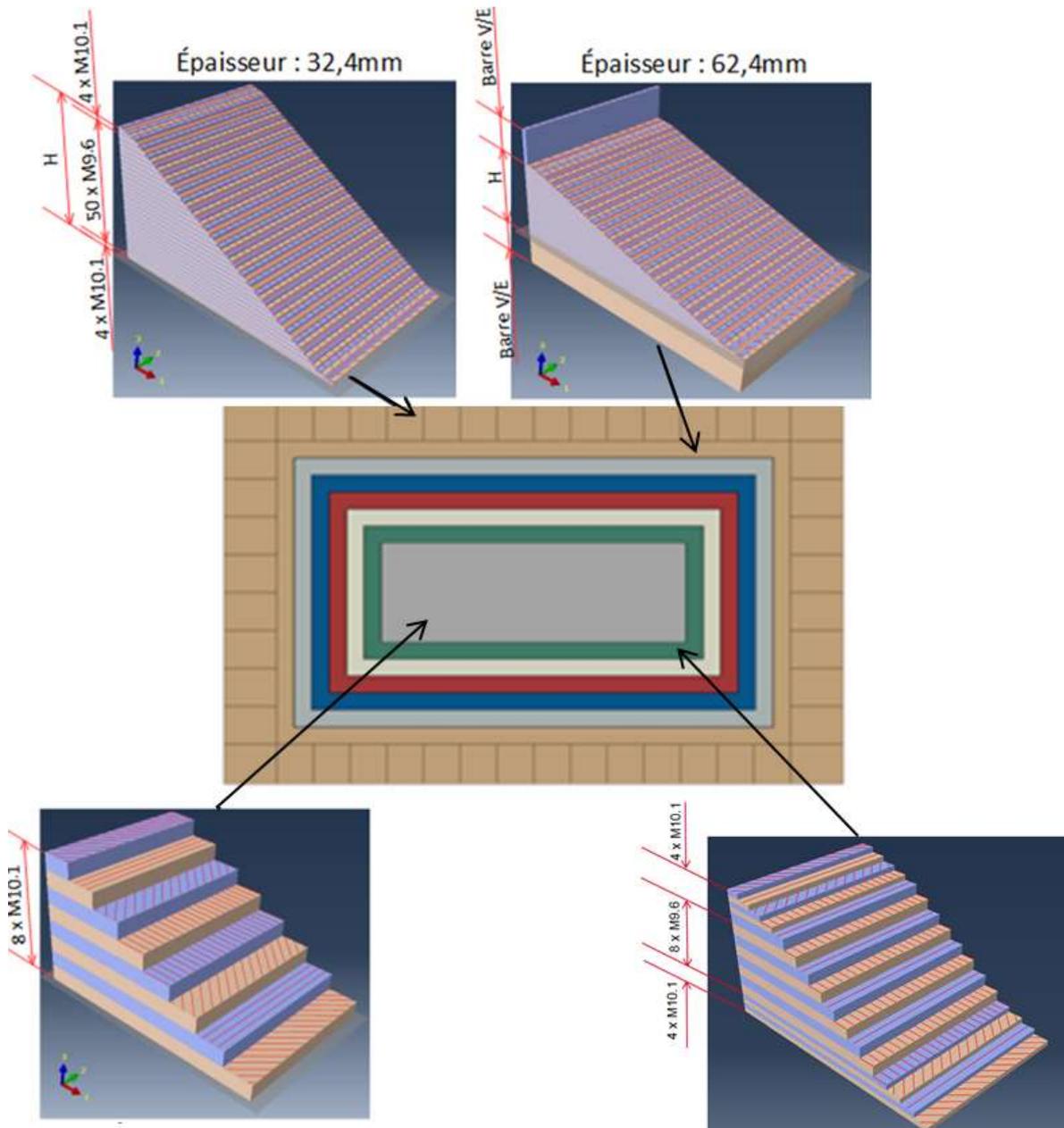


Figure 43 - Répartition des plis de matière dans les différentes zones de l'évaluateur composite avec ; en haut à gauche, la stratification de la zone épaisse externe ; en haut à droite, la stratification de la zone épaisse externe et des barres (haute et basse) en fibres de verre ; en bas à gauche, la stratification de la zone d'intérêt et en bas à droite, la stratification de la 1<sup>ère</sup> marche de la zone de reprise de plis.

Afin de simplifier la mise en place des expérimentations, on choisit d'utiliser les mêmes ressorts sur l'ensemble du montage. Les ressorts retenus pour la liaison de l'ETMI à son support sont des ressorts de compression d'une raideur de 450 N/mm et au nombre de 44 par face d'ETMI. Une référence commerciale permettant de répondre à ce besoin est identifiée. Les ressorts retenus sont des ressorts de compression en acier de longueur à vide 70 mm, de

diamètre extérieur 27.8 mm et possédant une raideur de 453 N/mm. Leurs caractéristiques techniques sont résumées dans le Tableau 7. La longueur de ces ressorts, combinée à l'épaisseur des barreaux de fibres de verre, dicte la distance entre l'évaluateur et son support. Un espacement minimal entre les ressorts égal à deux fois le diamètre externe des ressorts est nécessaire, ce qui conduit à un positionnement des ressorts comme présenté sur la Figure 44.

**Tableau 7 - Caractéristiques des ressorts de compression retenus.**

<b>Paramètres</b>	<b>Valeurs</b>
Nombre de spires	8
Pas P (mm)	9.33
Diamètre du fil d (mm)	7
Diamètre extérieur $D_e$ (mm)	27.8
Diamètre intérieur $D_i$ (mm)	13.8
Longueur à vide $L_0$ (mm)	70
Longueur à bloc $L_c$ (mm)	59.5
Raideur (N/mm)	453

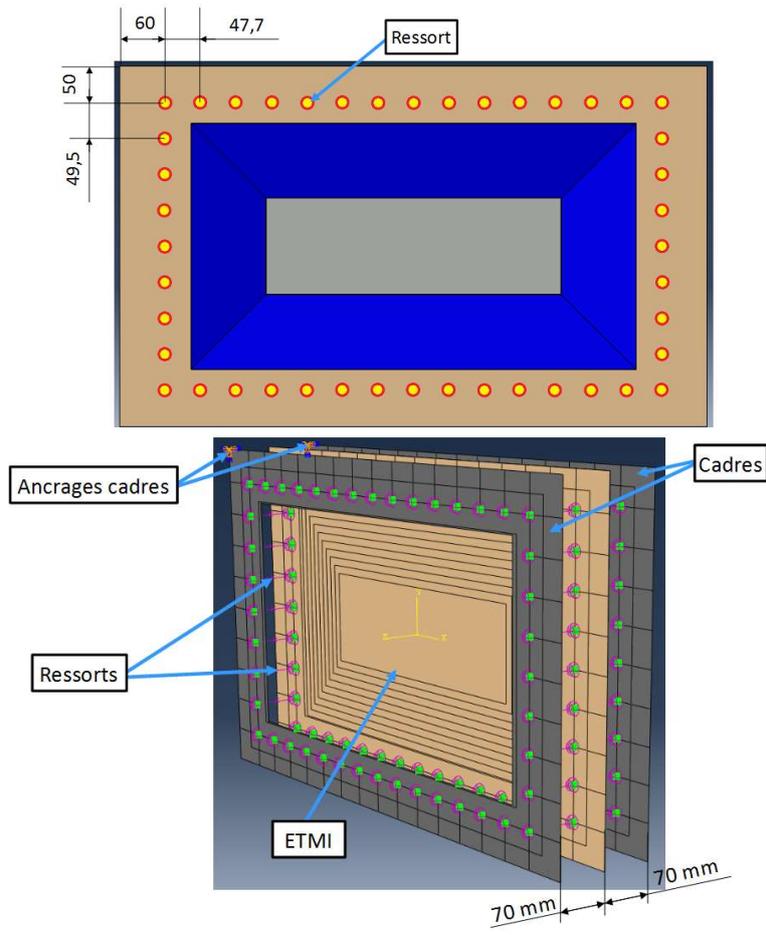


Figure 44 – Positionnement des ressorts sur l'ETMI avec en haut la vue de dessus et en bas une vue de 3/4.

## II.4. Conclusion

L'objet de référence sur lequel on se base pour réaliser le dimensionnement d'un ETMI est détaillé : il s'agit d'un fuselage inspiré d'un fuselage à échelle réduite issu des travaux de Kotzakolios, qui s'inscrivent dans le cadre du projet européen VULCAN.

Il est ici choisi d'étudier le comportement de la peau du fuselage au souffle. L'ETMI a pour but de décrire le comportement de cette zone d'intérêt et non d'être ressemblant à un morceau de fuselage en recréant des raidisseurs ; l'objectif est de retranscrire des grandeurs choisies (déplacements et rotations) dans cette zone d'intérêt lors de la propagation d'un effet de souffle. Pour cela, l'ETMI est doté d'une zone d'intérêt similaire à celle du fuselage. Cette zone est entourée par une zone épaisse qui sert à apporter de la raideur à la zone d'intérêt.

Le dimensionnement de l'ETMI consiste à optimiser les différents paramètres de cette zone épaisse en mettant en comparaison les résultats de simulations de souffle entre le fuselage et l'ETMI. Ce dimensionnement conduit à une géométrie finale qui est celle qui sert à la fabrication de l'ETMI dans le chapitre suivant.

# Chapitre 3

## Fabrication et suivi de cuisson de l'évaluateur

### III.1. Principe de fabrication d'un composite stratifié pré-imprégné

Les différentes structures composites utilisées lors de cette étude sont fabriquées à partir de plis pré-imprégnés. Il s'agit de nappes de fibres, ici des fibres de carbone unidirectionnelles, qui sont imprégnées par une résine, ici de l'époxy, additionnée de catalyseur. L'empilement, ou drapage, de ces différents plis selon la séquence déterminée lors de la conception de la pièce conduit à la fabrication de la structure composite. Le dosage des constituants étant déjà effectué grâce aux plis, la fabrication du pré-imprégné consiste à le mettre en forme, c'est-à-dire à faire fluer l'excédent de résine et la faire polymériser afin d'atteindre les propriétés finales du matériau composite via un cycle thermique.

Deux des méthodes les plus couramment utilisées pour mettre en forme un composite stratifié monolithique sont la cuisson en autoclave et la cuisson sous bâche à vide en étuve. Ces deux méthodes sont utilisées pour fabriquer des composites stratifiés de haute qualité et présentent des similarités dans leur mise en œuvre.

Dans les deux méthodes, le stratifié est placé dans une bâche flexible scellée de laquelle on évacuera l'air. Ce vide provoque la mise en contact de la bâche sur le composite avec une pression qui pourrait atteindre 1 atmosphère dans le cas d'un vide parfait. Ce vide permet de chasser l'air présent dans le stratifié et d'éviter ainsi des porosités néfastes. Entre le stratifié et la bâche sont placés divers produits d'environnement qui permettent de réguler le flux de résine et de faciliter le démoulage du stratifié en fin de cuisson. Les différents produits d'environnement utilisés et leur rôle dans notre cas seront détaillés dans la partie suivante.

Que ce soit dans le cas d'une polymérisation en autoclave ou en étuve, on applique au stratifié une chaleur pilotée spécifiquement pendant plusieurs heures. L'apport de chaleur a lieu depuis la surface du composite et le transfert thermique vers l'intérieur se fait par conduction. La résine époxy étant un mauvais conducteur de chaleur, des écarts de température importants peuvent apparaître entre la température de la consigne de l'autoclave et la température au cœur de la pièce, particulièrement pour les pièces d'épaisseur importante ainsi que dans le cas de l'emploi de moules d'épaisseur et d'inertie thermique importantes. Ces écarts se retrouvent également au moment de la polymérisation de la résine. Cette réaction étant exothermique, la température au sein de la résine augmente indépendamment de la consigne, notamment lors de certaines périodes particulières du cycle. La mauvaise conductivité thermique de la résine fait que la température au cœur de la pièce est alors plus importante que sur ses bords.

L'homogénéité de la température au sein de la pièce est un paramètre important car elle conditionne l'uniformité du taux de polymérisation de la résine et peut être à l'origine de contraintes internes. Pour pouvoir s'assurer de cela, un cycle de cuisson en plusieurs étapes est adopté. Typiquement, un premier palier de température à une température inférieure à la température de réticulation de la résine est appliqué pour fluidifier la résine et la mettre à une température uniforme. Un second palier à une température supérieure à la température de réticulation est appliqué pour conduire au durcissement de la matrice. La vitesse d'augmentation de la température doit être régulée pour éviter tout écart trop important de température au sein de la pièce. De même, le refroidissement à la fin du second palier est soigneusement contrôlé pour éviter la naissance de contraintes internes ou de fissures. L'évolution de la température au sein du stratifié et du moyen de cuisson sont suivis à l'aide de thermocouples stratégiquement placés pour vérifier l'évolution de la température dans l'épaisseur de la pièce par rapport à la consigne.

La différence principale entre une cuisson en autoclave et une cuisson en étuve vient du milieu ambiant dans lequel se situe la pièce placée dans sa bache à vide. Dans le cas de l'étuve, il s'agit de l'air à pression atmosphérique. Dans le cas de l'autoclave, le milieu ambiant est un gaz inerte, souvent de l'azote, dont on pilote la pression au cours du cycle de cuisson. La pression hydrostatique de l'autoclave permet d'améliorer la mise en forme de la pièce en facilitant l'écoulement de la résine et en compactant la pièce, ce qui permet d'éliminer des éventuelles bulles d'air qui entraîneraient la formation de porosités néfastes à

la tenue mécanique du matériau. Ce dégazage est facilité par le vide appliqué à la structure composite. Cette pression environnante permet d'obtenir des pièces d'une qualité supérieure à celle obtenue par une cuisson en étuve mais entraîne en contrepartie une mise en œuvre plus complexe. Un cycle de cuisson typique en autoclave [30] pour la M10.1/T300 est présenté sur la Figure 45. On y voit les paliers de température ainsi que les évolutions de pression et de vide associées.

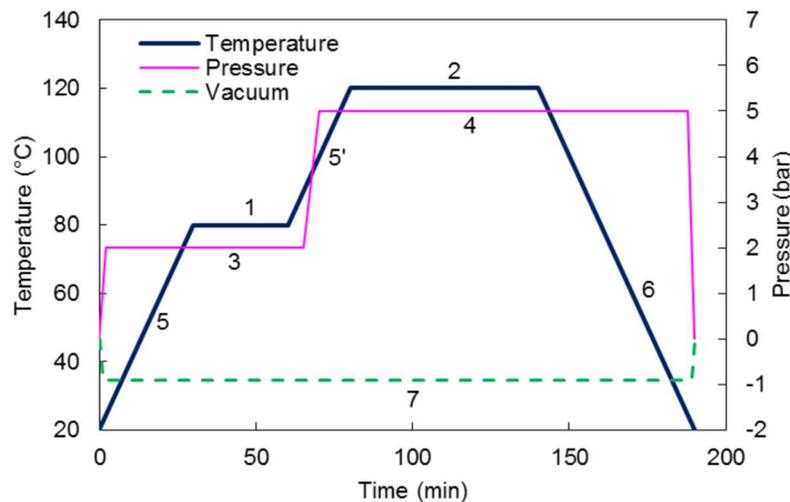


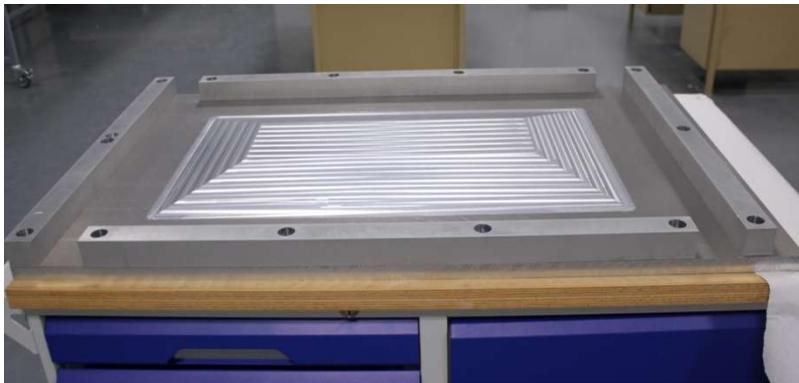
Figure 45 - Cycle de cuisson typique pour une plaque épaisse en M10.1/T300. [30]

## III.2. Fabrication d'un évaluateur

Le processus d'élaboration d'un stratifié peut avoir une influence non-négligeable sur les propriétés mécaniques du matériau [31]. Afin de vérifier cette influence du processus de fabrication dans le cas d'un chargement en souffle, les deux procédés de polymérisation présentés au paragraphe précédent sont tour à tour utilisés pour fabriquer les ETMIs objets de notre étude : la fabrication en autoclave et la fabrication en étuve. Deux ETMIs ont été fabriqués en autoclave (ETMI A-1 et A-2) et deux ETMIs en étuve (ETMI O-1 et O-2). Chacun de ces processus nécessite des matériaux ainsi que des cycles de cuisson adaptés. Ces deux procédés présentent cependant de nombreux points communs, notamment dans la phase de stratification manuelle et de préparation du moule. De ce fait, les points communs à ces deux procédés dans la phase de mise en œuvre seront présentés. Les mises en œuvre de la polymérisation dans chacun des deux cas sont ensuite détaillées.

### III.2.1. Drapage et produits d'environnement

En raison de l'épaisseur de la zone externe (50 plis de M9.6 UD 600 pour un total de plus de 32 mm d'épaisseur), le drapage de l'évalateur nécessite un protocole adapté. Le drapage est réalisé dans un moule présentant une forme pseudo-pyramidale permettant d'obtenir les pentes de la zone de reprise de plis lors de l'empilement des plis (Figure 46). Deux itérations du moule ont été réalisées : un premier moule a été réalisé en béton cellulaire, qui présentait l'avantage d'être facile à réaliser et de posséder un coefficient d'expansion thermique proche de celui du composite, mais qui avait le désavantage d'être fragile. Un second moule a été réalisé en aluminium afin de compenser la fragilité du moule précédent.



**Figure 46 - Vue du moule en aluminium utilisé lors du drapage de l'ETMI. La forme pyramidale au centre permet d'obtenir la pente de la zone de reprise de plis.**

Le drapage a été effectué en plusieurs étapes. En premier lieu, les plis englobant (plis de la ZI) qui servent de face avant à l'ETMI ont été déposés au fond du moule (Figure 47). Ces quatre premiers plis couvrent l'ensemble de la surface du moule et non uniquement la zone centrale. Une conception particulière de la géométrie de découpe de ces quatre plis a été menée de manière à garantir une continuité des fibres malgré la géométrie accidentée de la surface du moule. Ces quatre plis, comme l'ensemble des plis de la structure, ont été découpés avec précision par l'emploi d'une machine de découpe à commande numérique. Ces découpes ont été faites par jet d'eau pure sous 2000 bars de pression, avec une vitesse d'avance de 5000 m/min. A la fin de la phase de découpe, chacun des 216 morceaux de pré-imprégnés ainsi découpés est mis à sécher 24 h à température ambiante pour éliminer l'humidité éventuelle apportée durant la phase de découpe.



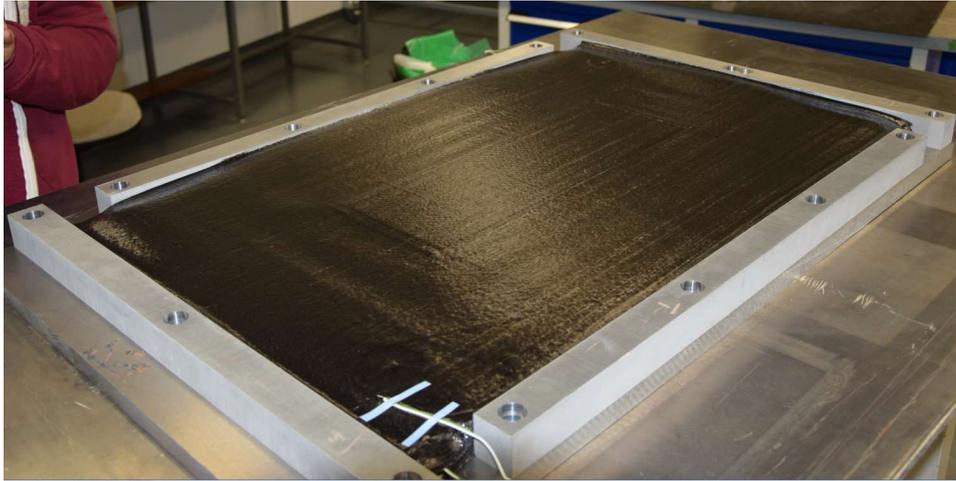
**Figure 47 - Plis de la face avant de l'ETMI drapé dans le fond du moule.**

Des bandes de taille croissante de M9.6/UD600 ont ensuite été empilées de façon à avancer sur la pyramide en gagnant de l'épaisseur afin de créer la zone de reprise de plis et la zone épaisse (voir Figure 48).



**Figure 48 - Vues des bandes de M9.6/UD600 servant à créer la zone de reprise de plis.**

Une fois les bandes arrivées à hauteur du haut de la pyramide, les plis finaux de la ZI ont été appliqués afin de créer la face arrière de l'ETMI. Une vue de l'ETMI drapé avant cuisson se trouve sur la Figure 49.

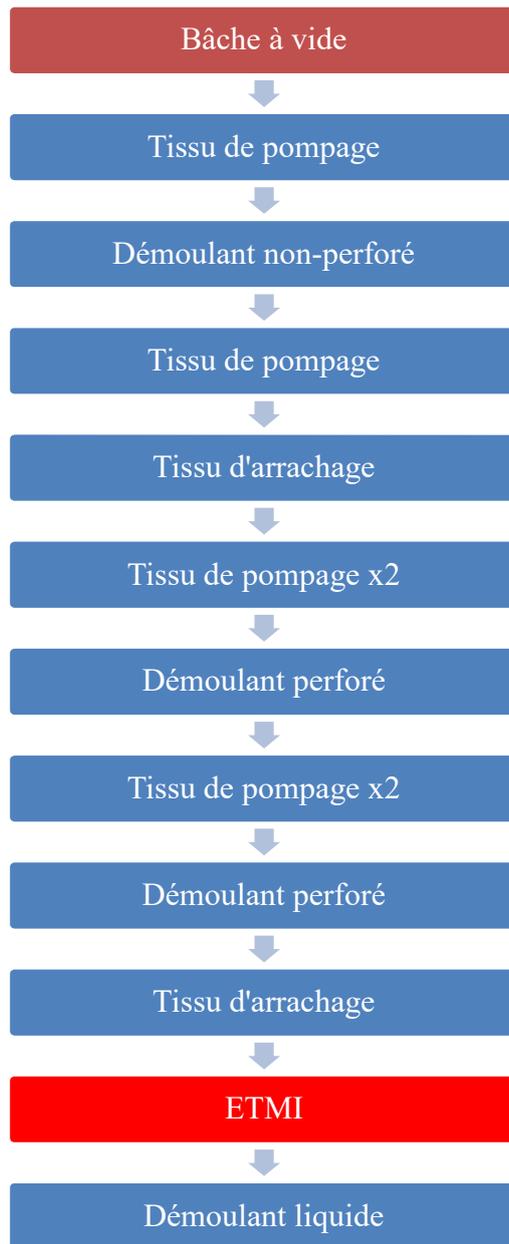


**Figure 49 - Vue de l'ETMI drapé avant cuisson.**

Une fois drapé, l'ETMI est recouvert des différents produits d'environnement nécessaire au bon déroulement de la cuisson et du démoulage. Chaque produit joue un rôle différent lors de la cuisson de la pièce :

- l'agent démoulant facilite la libération de la pièce polymérisée de l'outil ;
- le film démoulant perforé permet de réguler le flux de résine ;
- le tissu d'arrachage permet d'obtenir un état de surface permettant le collage ou la peinture après cuisson ;
- un ou plusieurs tissus de verre font office de tissu de pompage qui sert à absorber l'excédent de résine qui s'écoule lors de la cuisson ;
- le feutre de drainage permet de faire diffuser le vide sur toute la structure afin d'aider à l'écoulement de la résine et à l'aspiration de l'air enfermé dans la structure;
- la bâche à vide et le joint d'étanchéité ont pour rôle d'assurer la mise sous vide de la pièce.

L'épaisseur importante de l'ETMI (32 mm dans la partie la plus épaisse) conduit à superposer plusieurs couches de produit d'environnement (tissu de pompage, feutre de drainage et film démoulant) afin d'absorber le surplus important de résine qui s'écoule lors de la cuisson. Une vue de la superposition des différents produits d'environnement se trouve sur la Figure 50.



**Figure 50 – Superposition des différents produits d'environnement utilisés lors de la cuisson d'un ETMI.**

En raison de l'épaisseur de la zone externe de l'ETMI, plusieurs thermocouples ont été placés de façon régulière dans l'épaisseur (environ à hauteur des plis 5, 25 et 45) afin de pouvoir suivre l'évolution de la température au sein de la pièce et vérifier son uniformité au cours de la cuisson.

### III.2.2. Cuisson en autoclave

Une vue d'un ETMI sous bâche à vide dans l'autoclave se trouve sur la Figure 51. Le matériau utilisé pour la fabrication en autoclave pour draper les plis de la zone d'intérêt est ici la M10.1/38%/UD300/CHS, qui est le matériau utilisé lors du dimensionnement de l'ETMI [32]. La M10.1 est une résine à flux non-contrôlé qui cuit à une température de 120° C. Les recommandations du fabricant conseillent d'appliquer deux plateaux durant la cuisson : un premier plateau à 80°C pendant environ 30 minutes et un second plateau à 120° C pendant 60 minutes.



Figure 51 - Vue de l'ETMI A-2 dans l'autoclave avant cuisson.

Le cycle de cuisson réel de l'ETMI A-1 est présenté dans la Figure 52. Afin d'assurer une mise en température uniforme dans l'épaisseur, une rampe de température faible, de l'ordre de 0.2°C/min, a été appliquée. Grâce à cela, les différences de température mesurées sont minimales quelle que soit l'épaisseur où se situe le thermocouple. Cette rampe était cependant peut être trop faible : pour cet ETMI, le premier palier (à 80°C) a été appliqué à partir d'environ 200 minutes pour 30 minutes, et la rampe d'augmentation de température trop faible couplée à un plateau trop court fait que le plateau n'est pas vu par le matériau, dont la

température augmente continûment au lieu de se stabiliser. Le second plateau (à 120°C) commence à environ 300 minutes pour une durée de 60 minutes. Le pic d'exothermie est clairement visible, avec la température du matériau dépassant celle de la consigne de près de 15°C au début du pic. La température se stabilise à la fin du plateau, et l'on commence alors la phase de refroidissement, à une vitesse contrôlée d'environ -0.4°C/min. Un vide de -0.9 bar a été appliqué dès le début de la cuisson pour s'assurer de l'évacuation des produits volatils et faciliter la compaction du matériau au cours de sa polymérisation. Le vide a été perdu aux alentours de 140 minutes pour une raison inconnue. Une pression hydrostatatique de 3 bar a été appliquée du début du cycle jusqu'à la fin du premier plateau (environ 260 minutes). Celle-ci est ensuite réduite à 2 bar jusqu'à la fin du cycle de cuisson.

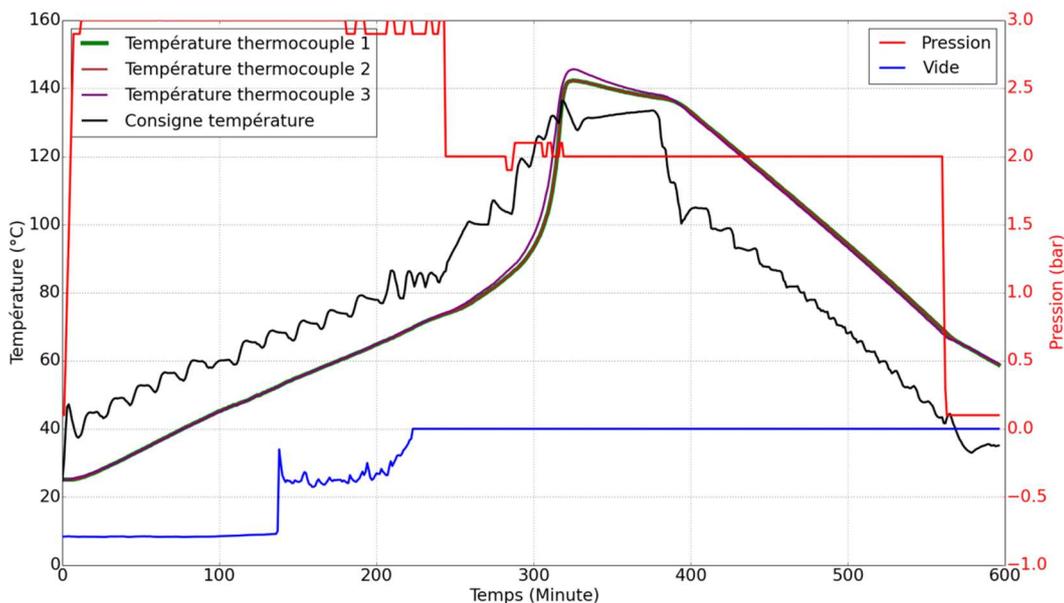


Figure 52 - Cycle de cuisson de l'ETMI A-1 réalisé en autoclave.

Le cycle de cuisson réel de l'ETMI A-2 est présenté sur la Figure 53. La faible différence observée entre les thermocouples de l'ETMI A-1 nous a permis d'appliquer une rampe de température plus importante au début du cycle, de l'ordre de 0.8°C/min. Cette rampe permet une mise en température plus rapide, tout en maintenant des écarts dans l'épaisseur minimales. Le premier plateau de température à 80°C a été appliqué à environ 60 minutes pour une durée d'environ 100 minutes. Il a été choisi plus long que pour l'ETMI A-1 pour permettre la mise à température du matériau, qui n'a pas eu lieu précédemment. Dans ce cas-ci, le plateau de

température est bien observé dans le matériau. Après ce plateau, la rampe de température augmente pour atteindre environ 1°C/min. A l'approche du pic exothermique, la température de l'autoclave a été abaissée afin de contrebalancer ce pic et de réduire l'écart de température important qui était observé entre la température de l'autoclave et celle du matériau. Cela a permis de réduire l'amplitude du pic, qui n'est plus que de 5°C au-dessus de la consigne au lieu des 15°C vu précédemment. Le second plateau à 120°C débute à la remontée de la température de l'autoclave, vers 200 minutes, pour une durée de 80 minutes. La température est uniforme à la fois dans l'autoclave et dans l'épaisseur du matériau. Le refroidissement débute à la fin du plateau vers 280 minutes pour une durée de 100 minutes environ. La pente appliquée pour le refroidissement est de -3°C/min environ jusqu'à 320 minutes, puis le refroidissement n'est plus régulé. Le vide appliqué est identique au précédent, et a également été perdu vers 230 minutes. La pression a été augmentée par rapport à l'ETMI A-1 afin de faciliter le fluage de la résine et la compaction de l'ETMI. Le premier plateau de pression a été fixé à 3 bar du début du cycle jusqu'au début du second plateau, puis a été augmenté à 4.7 bar jusqu'à 325 minutes.

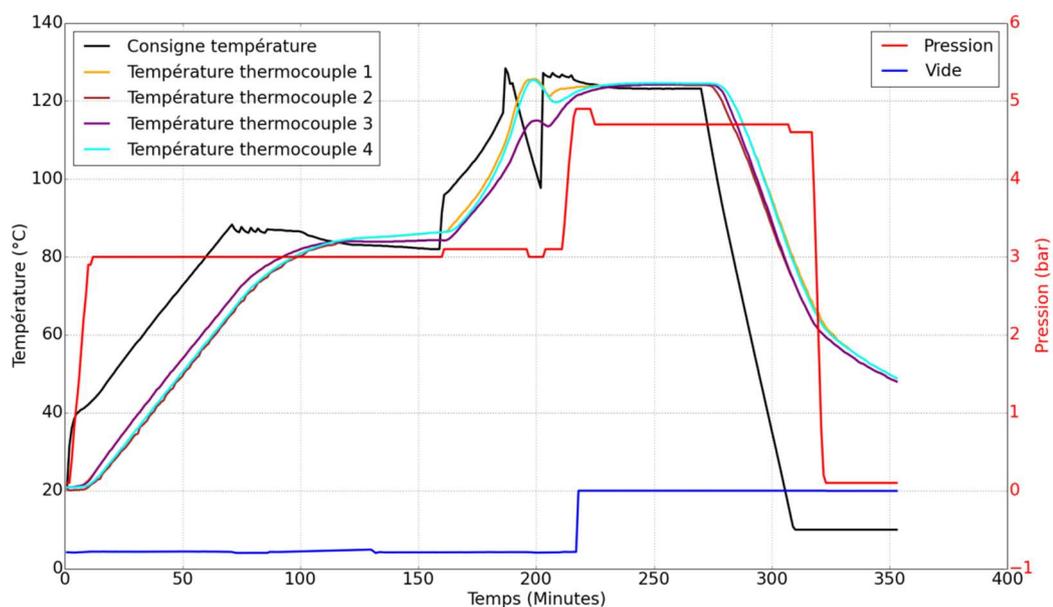


Figure 53 - Cycle de cuisson de l'ETMI A-2 réalisé en autoclave.

### III.2.3. Cuisson en étuve

Une vue d'un ETMI sous bâche à vide dans l'étuve se trouve sur la Figure 54. Le matériau utilisé ici pour draper les plis de la zone d'intérêt est du M78.1/UD300. La fibre de carbone utilisée ici est identique à celle de l'ETMI A-1. La résine M78.1 est une résine servant à remplacer la M10.1 au catalogue du fournisseur. Ses propriétés mécaniques ainsi que son procédé d'élaboration sont très proches de la M10.1

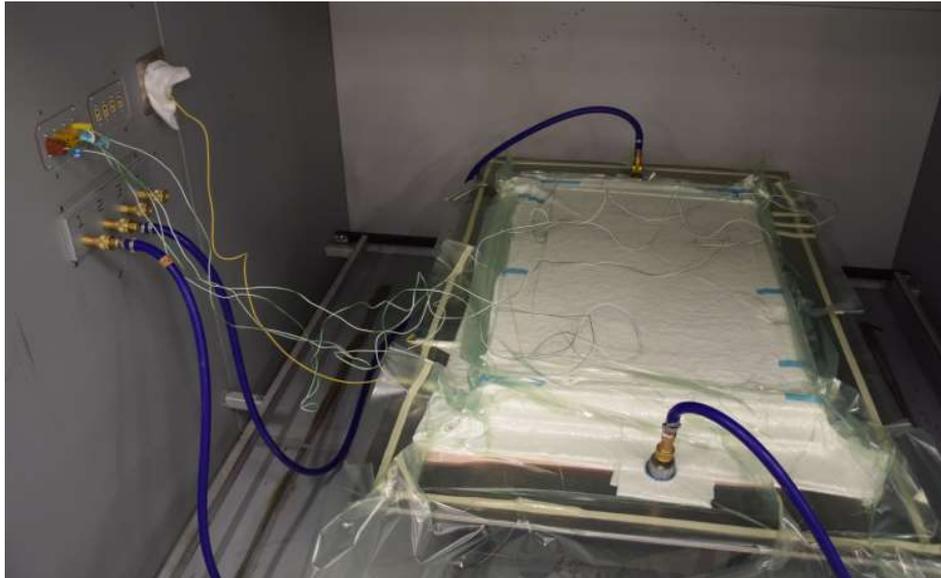


Figure 54 - Vue de l'ETMI O-1 dans l'étuve avant cuisson.

Le cycle de cuisson réel de l'ETMI O-1 est présenté sur la Figure 55. Le vide n'est ici pas représenté mais est constant (-0.9 bar) sur toute la durée du cycle. La rampe de température appliquée au début du cycle est d'environ 3°C/min. Un palier intermédiaire de 100°C est appliqué à partir de 25 min pour une durée d'environ 30 minutes afin de permettre la mise en température du matériau. La température est ensuite redescendue à 80°C afin d'appliquer le palier recommandé par le fabricant pendant une durée d'environ 80 minutes. L'application du palier intermédiaire à 100°C facilite la mise en température du matériau lors de ce second palier, le matériau atteignant la température de l'étuve à la fin des 80 minutes. Suite à cela, on applique une rampe similaire à la première jusqu'à atteindre le palier de vitrification. Celui-ci a lieu de 180 minutes à 300 minutes et est fixé à 120°C comme pour la M10.1. Le pic exothermique est visible sur le thermocouple 1, qui est proche de la surface de l'ETMI, et est supérieur d'environ 7°C à la température de l'étuve. Le pic n'est pas observé sur le thermocouple 2 situé dans l'épaisseur. Suite au pic, on observe la mise en température du

matériau à la température de l'étuve jusqu'à la fin du plateau. Le refroidissement est ensuite piloté à un rythme d'environ 1°C/min.

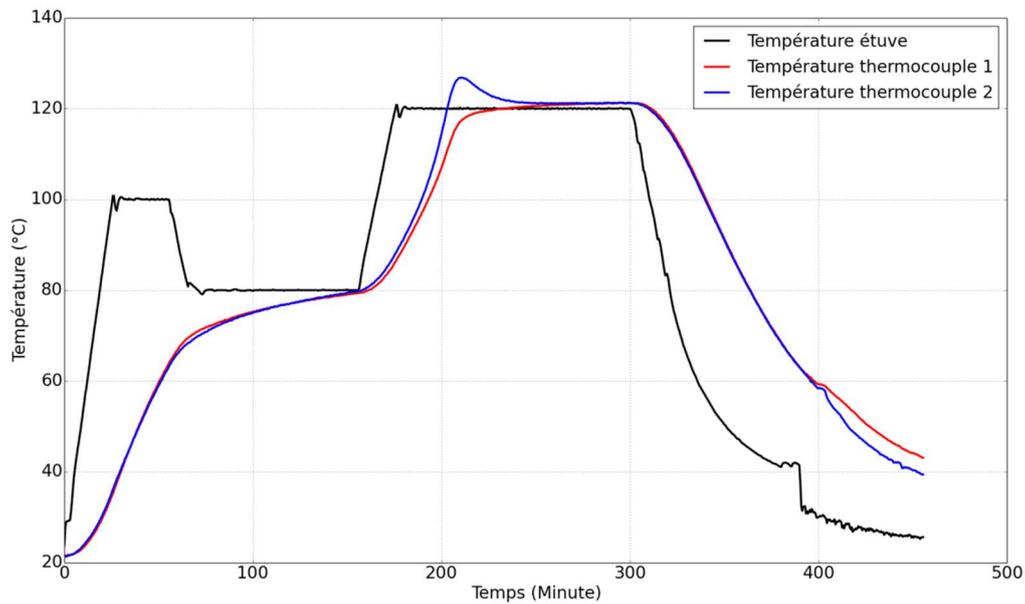


Figure 55 - Cycle de cuisson de l'ETMI O-1 réalisé en étuve.

Le cycle de cuisson réel de l'ETMI O-2 est présenté sur la Figure 56. Il est très similaire à celui de l'ETMI O-1 mais sur une durée plus courte de 150 minutes, ce qui conduit à des paliers moins marqués.

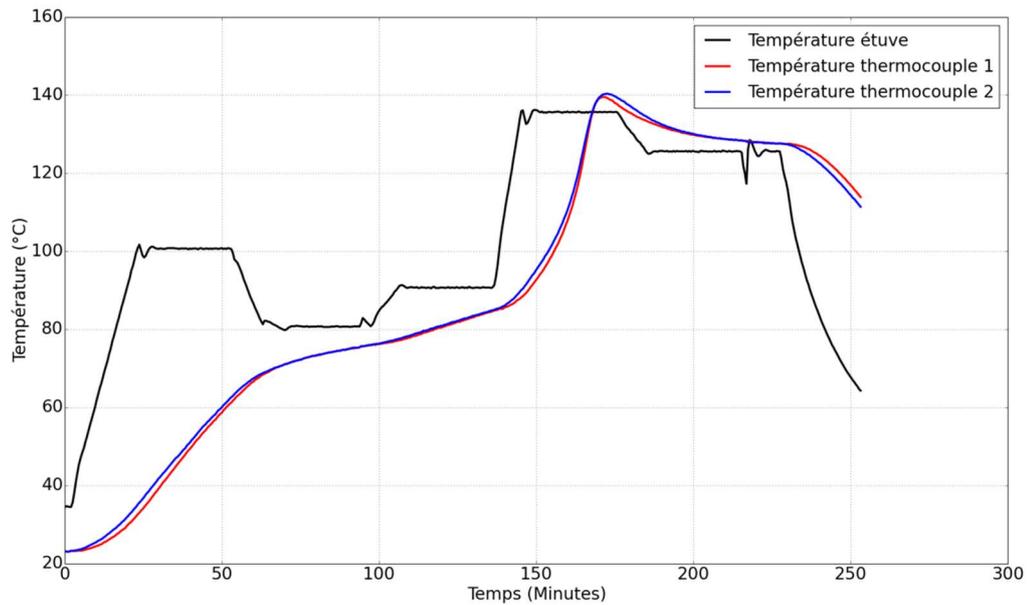


Figure 56 - Cycle de cuisson de l'ETMI O-2 réalisé en étuve.

### III.3. Suivi de cuisson par fibre optique à réseaux de Bragg

Grâce à leur faible diamètre (de 40 à 125  $\mu\text{m}$ ) et à leur poids léger, les fibres optiques à réseaux de Bragg peuvent être insérées au sein de matériaux composites pour pouvoir effectuer des mesures *in-situ* sans dégrader le comportement du matériau [33]. Le multiplexage de la fibre optique permet également de placer plusieurs réseaux, et donc plusieurs points de mesure, sur une seule fibre, ce qui limite l'intrusivité du capteur. Leur utilisation en tant que capteur de déformation ou de température a été étudiée depuis la fin des années 1980 [34][35][36]. Depuis, les fibres optiques à réseaux de Bragg ont été utilisées dans le domaine des composites dans des cadres d'étude divers tels que la mesure de contraintes résiduelles de cuisson [37][38] ou la détection d'endommagement [39]. Dans cette partie, le principe de fonctionnement général d'une fibre optique à réseaux de Bragg est présenté. Le montage utilisé pour effectuer le suivi de cuisson à l'aide des fibres à réseaux de Bragg sera ensuite détaillé pour chacun des modes d'élaboration, ainsi que les résultats qui en sont tirés. Pour finir, des modèles numériques de refroidissement sont réalisés et leurs résultats sont comparés aux mesures expérimentales afin de vérifier leur pertinence.

### III.3.1. Principe de fonctionnement d'une fibre optique à réseaux de Bragg

Les fibres à réseau de Bragg sont des fibres optiques conçues afin de fonctionner en tant que réflecteurs spectralement sélectifs [40][41]. Un réseau de Bragg est photographé sur la fibre (souvent dopée au Germanium) sur quelques millimètres via une exposition à une source ultraviolette. Il s'agit d'une succession périodique de bandes possédant un indice de réfraction différent de celui du cœur et qui se comporte comme un miroir pour une longueur d'onde propre au réseau. Cette longueur d'onde réfléchie  $\lambda_B$ , dite longueur d'onde de Bragg, est donnée par la formule (Eq. 1) :

$$\lambda_B = 2n_{\text{cœur}} \Lambda \quad \text{Eq. 1}$$

Avec  $n_{\text{cœur}}$  l'indice de réfraction effectif du cœur de la fibre et  $\Lambda$  le pas du réseau. Un schéma du principe de fonctionnement d'une fibre optique à réseau de Bragg est présenté sur la Figure 57.

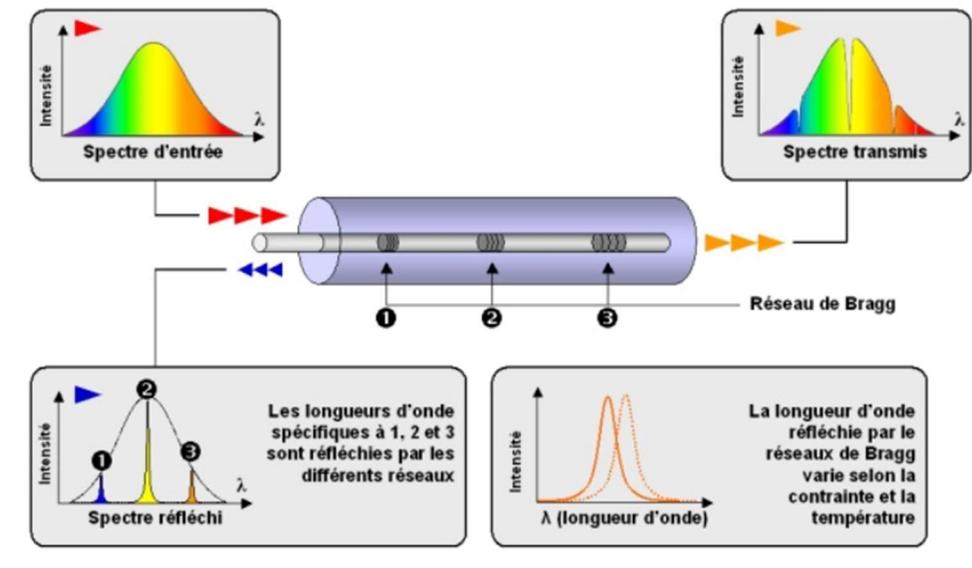


Figure 57 - Principe de fonctionnement d'une fibre optique à réseau de Bragg

Les fibres optiques à réseaux de Bragg peuvent servir à la mesure de différentes grandeurs physiques : déformation, variation de température, pression... Une fibre soumise à un de ces phénomènes va se dilater ou se contracter, ce qui aura pour effet de modifier le pas du réseau et l'indice optique. Connaissant les propriétés de la fibre et du réseau, il est possible d'obtenir les grandeurs que l'on cherche à mesurer. La formule de la réponse en variation de longueur d'onde vue par le réseau, à une déformation, est décrite par la relation [40] (Eq. 2) :

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_0} = \left(1 - \frac{n_g^2}{2} p_{11} - \nu(p_{11} + p_{12})\right) \varepsilon = (1 - p) \varepsilon \quad \text{Eq. 2}$$

Avec  $p_{11}$ ,  $p_{12}$  les coefficients élasto-optiques de la silice et  $p \approx 0.212$  la constante photo-élastique de la silice et  $\nu$  le coefficient de poisson de la fibre optique.

On obtient alors la relation simplifiée entre la variation de longueur d'onde et la déformation liée à la variation de contrainte.

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_0} \approx 0.788 \varepsilon$$

Dans le cas d'un chargement thermomécanique, tel que celui que subit la fibre lors d'un suivi de cuisson, le décalage en longueur d'onde peut s'écrire sous la forme (Eq. 3) :

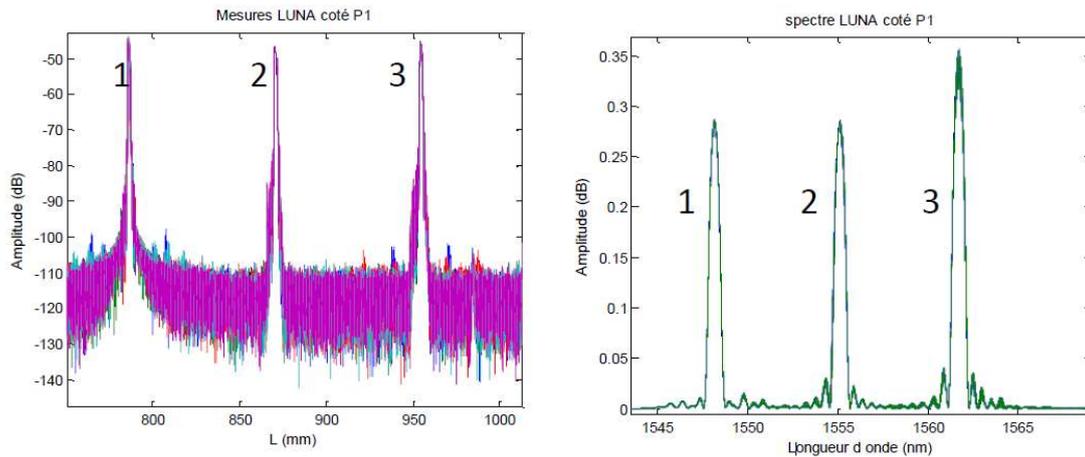
$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_0} = (1 - p) * \varepsilon + \alpha_\delta * \Delta T \quad \text{Eq. 3}$$

Avec  $\alpha_\delta$  le coefficient thermo-optique de la silice. Le premier terme  $((1 - p) * \varepsilon)$  de l'équation décrit les effets de la déformation mécanique sur les réseaux tandis que le second terme  $\alpha_\delta * \Delta T$  décrit le changement de l'indice de réfraction de la silice causé par la température. La déformation peut être subdivisée en deux parties : une partie purement mécanique que l'on note  $\varepsilon_m$  et une partie provoquée par le changement de température que l'on note  $\varepsilon_T$  et qui est égale à  $\alpha_{silice} * \Delta T$  avec  $\alpha_{silice}$  le coefficient de dilatation thermique de la silice. Cela nous donne une expression séparant les origines mécaniques et thermiques de la déformation (Eq. 4) :

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_0} = (1 - p) * \varepsilon_m + ((1 - p) * \alpha_{silice} + \alpha_\delta) * \Delta T \quad \text{Eq. 4}$$

Pour remonter aux contraintes mécaniques dues au refroidissement du composite entourant la fibre, il faut soustraire au décalage en longueur d'onde la partie due au changement de température. Pour cela, un thermocouple a été placé dans la zone d'intérêt afin d'obtenir la température dans cette zone. Ce thermocouple sert de réseau de Bragg virtuel afin d'éliminer le terme thermique de l'équation. Un décalage en longueur d'onde théorique correspondant au changement de température du thermocouple a été calculé et soustrait au décalage en longueur d'onde afin d'obtenir un décalage d'origine purement mécanique.

Les fibres optiques utilisées dans le cadre de notre étude sont fabriquées par FBGS. Il s'agit de fibres monomodes possédant une gaine en Ormocer et possédant chacune 3 réseaux de Bragg. Les réseaux sont situés dans la longueur d'onde du laser utilisé, autour de 1555 nm. La longueur des réseaux est d'environ 1.8 mm et l'espacement entre les réseaux est d'environ 80 mm. Ces grandeurs étant susceptibles de varier d'une fibre à l'autre, chaque échantillon est caractérisé à l'aide de l'OBR4000 LUNA (Optical Backscatter Reflectometer). Ce réflectomètre optique envoie un signal dans la fibre et récupère le spectre réfléchi. La mesure étant sensible aux vibrations et au bruit, elle est répétée plusieurs fois pour limiter l'impact de l'environnement. Le LUNA permet de mesurer le temps mis par le signal pour parcourir la fibre afin d'en déduire la distance parcourue. Il permet de connaître avec précision la longueur de chaque réseau de Bragg, sa longueur d'onde centrale ainsi que la distance entre chaque réseau (voir Figure 58). Sur la mesure fournie par le LUNA, chaque pic indique l'emplacement d'un réseau le long de la fibre. La largeur du pic correspond à celle du réseau. En étudiant le spectre fourni par le LUNA, chaque pic correspond à la longueur d'onde du réseau. L'ensemble des caractérisations peut être trouvé en annexe.



**Figure 58 – Mesures LUNA (à gauche) : amplitude du signal en fonction de la longueur parcourue le long de la fibre.**

**Spectre LUNA (à droite) : amplitude du signal en fonction de la longueur d’onde.**

La déformation mesurée par les fibres optiques à réseaux de Bragg est supposée être uniaxiale dans le sens des fibres. Okabe et al [42] et Voet [43] ont montré que les déformations transverses dans le cœur d’une fibre optique munie d’une gaine étaient bien plus faibles que dans le cas d’une fibre nue, ce qui nous permet de négliger les effets transverses se passant pendant la cuisson. De plus, aucune séparation des pics des réseaux (ce phénomène traduirait la présence de déformations transverses) n’a été observée dans nos cas d’étude, ce qui nous permet de négliger les effets transverses durant la cuisson. Voet [43] a également montré que des réseaux implantés de façon parallèle aux fibres d’un pli unidirectionnel de composite ont un taux de transfert de déformations longitudinales de 100 %, ce qui nous permet de dire que la déformation mesurée par les réseaux de Bragg est la déformation du composite dans le sens de la fibre.

### **III.3.2. Montage expérimental**

Les fibres optiques à réseaux de Bragg ont pour but de sonder les déformations au niveau de la zone d’intérêt pendant la polymérisation de la pièce comme durant l’essai de soufflé auquel la structure sera soumise. Comme dit précédemment, chacune des fibres possède trois réseaux. En raison de la géométrie rectangulaire de l’Evalueur Technologique et de l’influence de la zone de reprise de plis, les déformations peuvent varier grandement au sein d’un pli de la zone d’intérêt. Afin de ne pas détruire la fibre optique, il faut éviter de la placer dans des zones où la déformation dépasse la limite à rupture de la silice, que l’on choisit égale

à 2% pour être majorant. Les résultats préliminaires obtenus lors des calculs de dimensionnement permettent de se faire une première idée des champs de déformation et donc des plis à favoriser. Il a été décidé de choisir le pli n°3, qui est un pli à  $-45^\circ$ , afin de pouvoir suivre l'évolution de la déformation dans des zones de raideurs différentes : un réseau a été placé dans un des coins de la ZI (réseau 1), un autre proche du centre (réseau 2) et le dernier proche du bord de la zone de reprise de plis longitudinale (réseau 3) (voir Figure 59 et Figure 60).

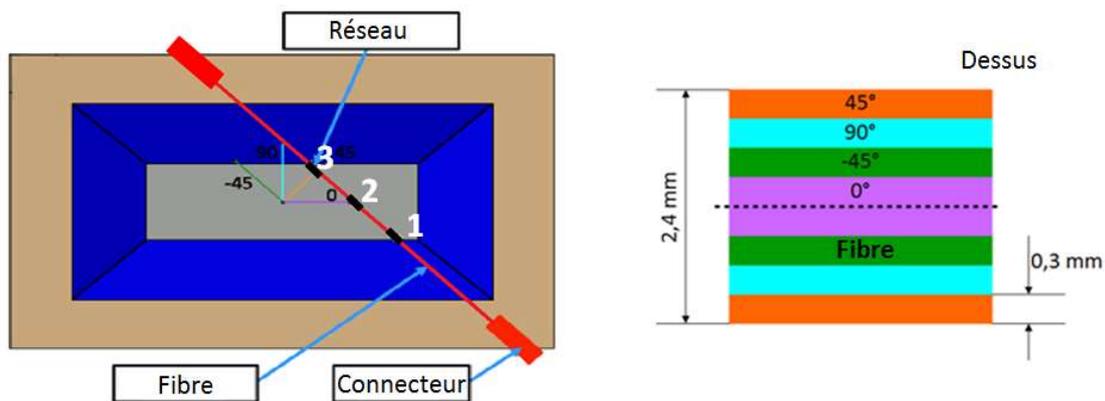


Figure 59 - Placement des réseaux de la fibre optique dans un ETMI vu du dessus (gauche). A droite, vue de l'empilement des plis de la zone d'intérêt avec emplacement de la fibre.

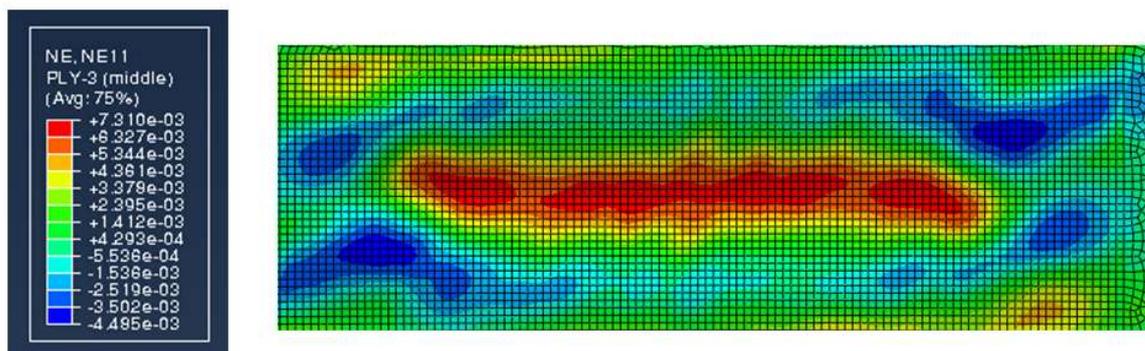


Figure 60 – Champ de déformation du modèle de dimensionnement dans le pli n°3 au moment où la déformation est la plus importante, avec une déformation inférieure à la déformation à rupture de la silice.

Le protocole d'implantation de la fibre est le suivant. La fibre a été insérée dans le pli en coupant celui-ci en deux morceaux parallèlement aux fibres de carbone et en plaçant la fibre à la jonction de ces morceaux au moment de leur dépose. Une attention particulière a été

apportée aux connecteurs. En effet, les fluctuations importantes de résine lors de la cuisson font varier l'épaisseur de la zone épaisse d'où sort le connecteur. Afin d'éviter des contraintes de cisaillement trop élevées dues à cette variation d'épaisseur, les connecteurs sont moulés dans un bloc de silicone une fois reliés au système de suivi de cuisson. Ce bloc de silicone sert également à les protéger des conditions de cuisson difficiles (température, vide, mais surtout pression ...) et éviter ainsi un cisaillement de la fibre à la sortie de la pièce, ou une flexion excessive au niveau du connecteur à l'extérieur de la pièce et enfin éviter une infiltration de résine qui pourrait détruire le connecteur (voir Figure 61). Le bloc de silicone permet ainsi à la fibre de remonter régulièrement de la base du moule à son point d'insertion dans la structure composite (à environ 30 mm de la surface du moule) tout en étant protégée sur toute l'ascension.



**Figure 61 - A gauche : vue du bloc de silicone où le connecteur est moulé avant cuisson. A droite : vue du connecteur après cuisson une fois le bloc enlevé.**

Les connecteurs sont ensuite déterrés de la silicone avec prudence à la fin de la polymérisation afin de caractériser finement l'état post-cuisson des réseaux et de la structure composite. Afin de maximiser leur chance de survie pendant la cuisson, des connecteurs ont été placés de chaque côté de la fibre. Dans le cas du premier évaluateur réalisé en autoclave (ETMI A-1), la fibre a été accidentellement détruite lors de l'opération de démoulage alors que pour le second (ETMI A-2), des atténuations importantes (-40 dB) du signal rendaient l'exploitation du signal impossible, celui-ci disparaissant dans le bruit. L'implantation de la fibre optique a été améliorée suite à cela, et les évaluateurs suivants (ETMI O-1 et O-2) sont munis de fibres optiques fonctionnelles. Les différents ETMIs ainsi que leurs configurations sont résumés dans le Tableau 8.

**Tableau 8 - Propriétés des ETMIs réalisés.**

ETMIs	Procédé de fabrication	Nombre de réseaux	Matériau de la ZI	Suivi de cuisson
A-1	Autoclave	3 (1 fibre)	M10.1/UD300	Oui
A-2	Autoclave	3 (1 fibre)	M10.1/UD300	Non (atténuation)
O-1	Etuve	3 (1 fibre)	M78.1/UD300	Oui
O-2	Etuve	5 (2 fibres)	M78.1/UD300	Non (bruité)

Le système d'interrogation utilisé pendant le suivi de cuisson consiste en un analyseur de spectre optique MicronOptics si720 qui permet d'effectuer de la détection de pics afin de suivre l'évolution du décalage en longueur d'onde des réseaux et ainsi remonter aux déformations de la structure, notamment aux déformations résiduelles qui apparaissent pendant le refroidissement. Une caractérisation des réseaux au LUNA a également été réalisée avant de placer la fibre optique dans le pli, une autre une fois la fibre implantée et le drapage terminé, et une dernière une fois la cuisson finie afin de quantifier les décalages en longueur d'onde permanents des réseaux et de vérifier l'absence de séparation des pics.

### III.3.2.1. Résultats

#### III.3.2.1.1. Cuisson en autoclave

Le cycle de cuisson relatif à la fabrication en autoclave (ETMI A-1) a été présenté dans la partie précédente. Les décalages en longueur d'onde, obtenus en soustrayant la longueur d'onde mesurée au cours du temps à la longueur d'onde initiale des réseaux, sont présentés sur la Figure 62. Le décalage en longueur d'onde théorique calculé à partir de la température mesurée par le thermocouple situé dans la zone d'intérêt est également tracé. On peut voir dans ce graphique que l'évolution du décalage avant 300 minutes évolue de façon similaire (environ 0.002 nm/min) entre les réseaux et le décalage théorique, ce qui est attendu car à ce

moment le composite n'a pas encore commencé à se fluidifier, la déformation de la fibre optique est donc d'origine purement thermique. Le saut de décalage observé sur les réseaux lors des 5 premières minutes vient probablement de l'application de la pression sur le composite dans l'autoclave et n'a pas d'importance dans le calcul des contraintes résiduelles. Une fois 300 minutes passées, le palier de cuisson commence. Le début du plateau est marqué par un pic de température (145°C au lieu des 120°C programmés) qui est causé par la vitrification de la matrice qui est exothermique. Une fois le pic initial passé, la température ne varie quasiment plus et le composite se fluidifie autour de la fibre optique, ce qui se traduit par un palier de décalage en longueur d'onde des réseaux. Ce plateau a également été observé par Mulle et al [37] et Voet [43] qui ont écrit que le transfert d'effort sur la fibre optique n'a lieu qu'à partir de la vitrification de la matrice à la fin du plateau de cuisson. Dans notre cas, le palier se termine vers 400 minutes, la matrice du composite s'étant durcie, maintenant désormais la fibre optique. Pendant la phase de refroidissement allant jusqu'à 600 minutes on observe une différence de pentes entre le décalage des réseaux et le décalage théorique : en plus des déformations thermiques, les réseaux voient apparaître les déformations résiduelles de cuisson comme attendu.

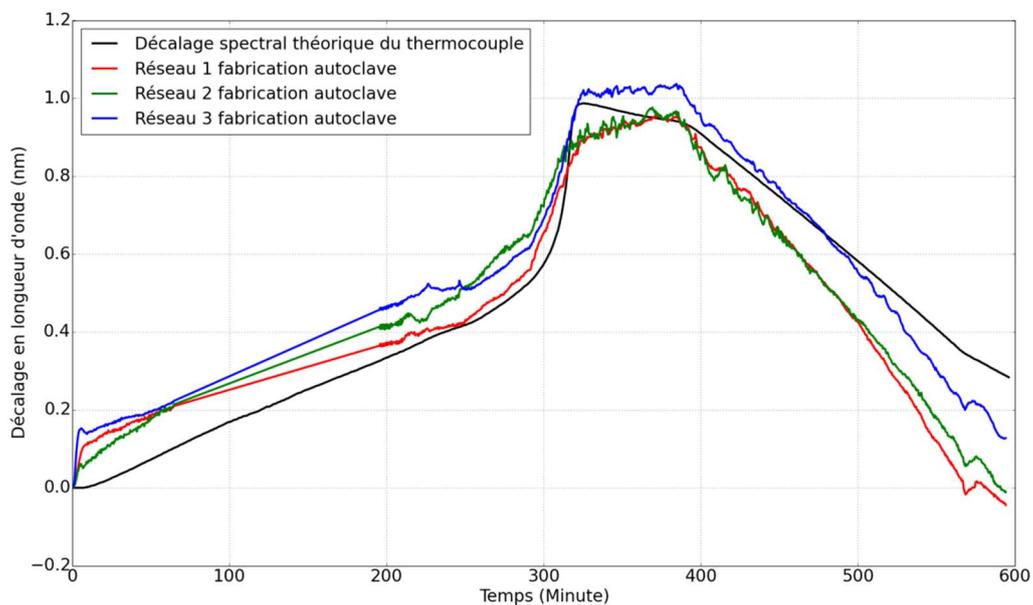
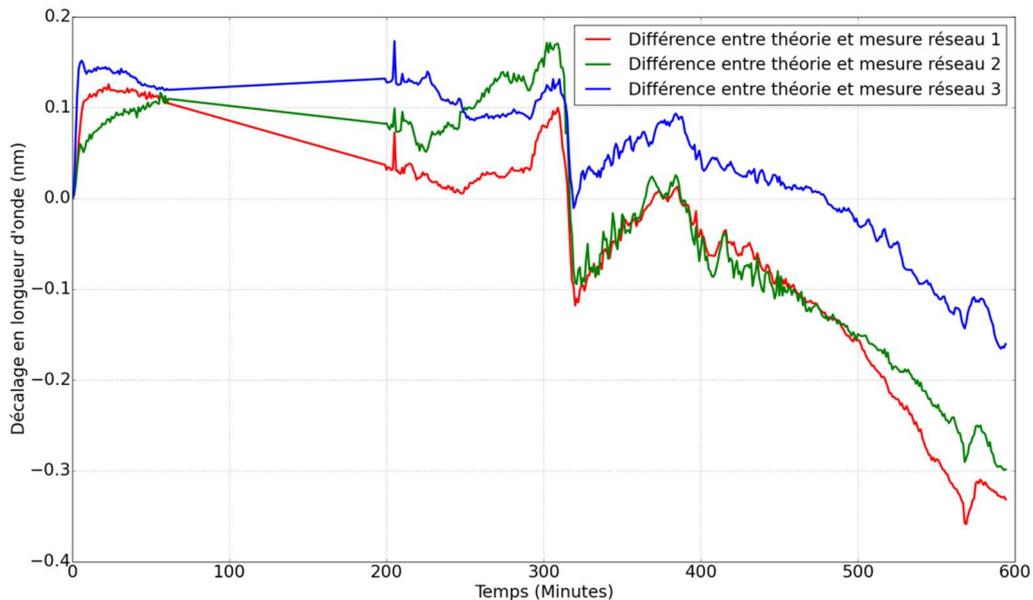


Figure 62 - Décalage en longueur d'onde mesuré lors de la fabrication en autoclave.

Afin de faire apparaître ces contraintes résiduelles, on effectue la différence entre les mesures de décalage faites par les réseaux et la valeur théorique afin d'extraire la partie mécanique du décalage en longueur d'onde (voir Figure 63).



**Figure 63 - Différence entre le décalage en longueur d'onde des réseaux et le décalage théorique calculé au thermocouple lors de la cuisson en autoclave.**

Ce décalage purement mécanique est ensuite converti en déformation en utilisant la formule (Eq. 4) présentée précédemment (voir Figure 64). Le saut lors des 5 premières minutes est associé au saut du décalage en longueur d'onde observé sur les réseaux à cause de la mise sous pression. En ignorant ce pic, on observe une variation de la déformation mécanique quasiment nulle avant 300 minutes, comme attendu. Le pic exothermique au début du plateau de vitrification provoque l'apparition d'une chute de la déformation, la température de la matrice augmentant fortement. Les déformations varient faiblement lors du plateau de température (environ  $50 \cdot 10^{-6}$ ). Après 400 minutes, lors du refroidissement, l'évolution de la déformation est liée au différentiel de coefficient de déformation thermique entre la matrice et la fibre de carbone, ce qui cause les déformations résiduelles de cuisson que l'on mesure et qui provoquent ici une chute de la déformation de l'ordre de  $200 \cdot 10^{-6}$ .

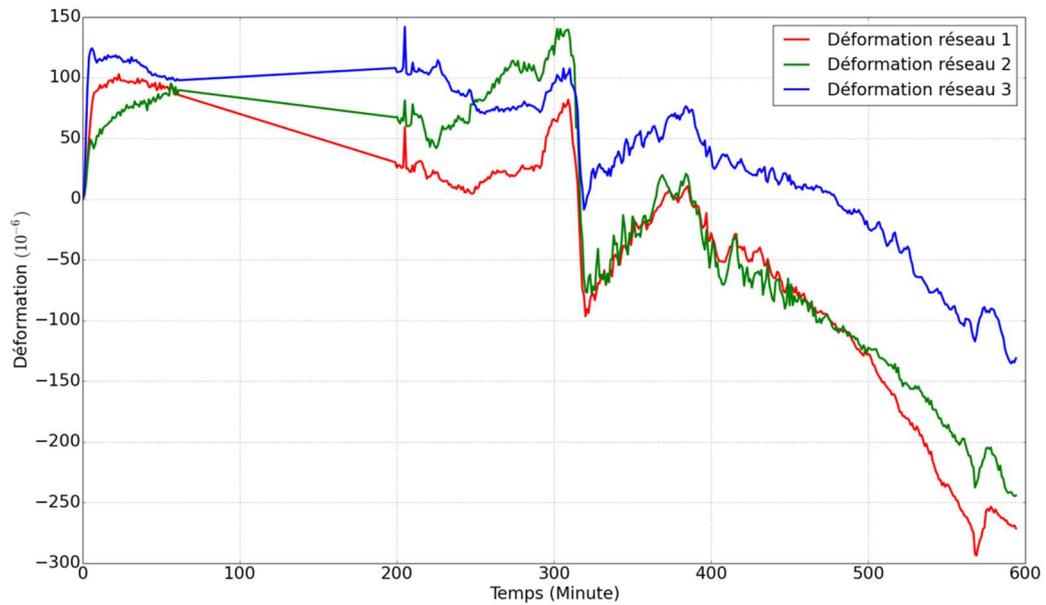


Figure 64 – Déformations calculées à partir de la différence de décalage en longueur d’onde lors de la cuisson en autoclave.

### III.3.2.1.2. Cuisson en étuve

La méthodologie utilisée pour obtenir les déformations depuis les décalages en longueur d’onde est la même que pour la cuisson en autoclave. Les décalages en longueur d’onde mesurés pendant la cuisson en étuve sont présentés en Figure 65. Des différences peuvent être notées par rapport à la cuisson en autoclave. On n’observe pas ici de saut en début de cycle car il n’y a pas de mise sous pression en étuve. On observe que le réseau 3 subit un décalage en longueur d’onde plus important que les réseaux 1 et 2, peut-être en raison de son emplacement près de la zone épaisse qui créerait un phénomène de puits de chaleur. En dehors de ces différences, les observations sont similaires : les plateaux ne provoquent pas de variation de décalage en longueur d’onde, et avant le plateau de vitrification, le décalage des réseaux évolue de façon similaire à celui calculé au thermocouple.

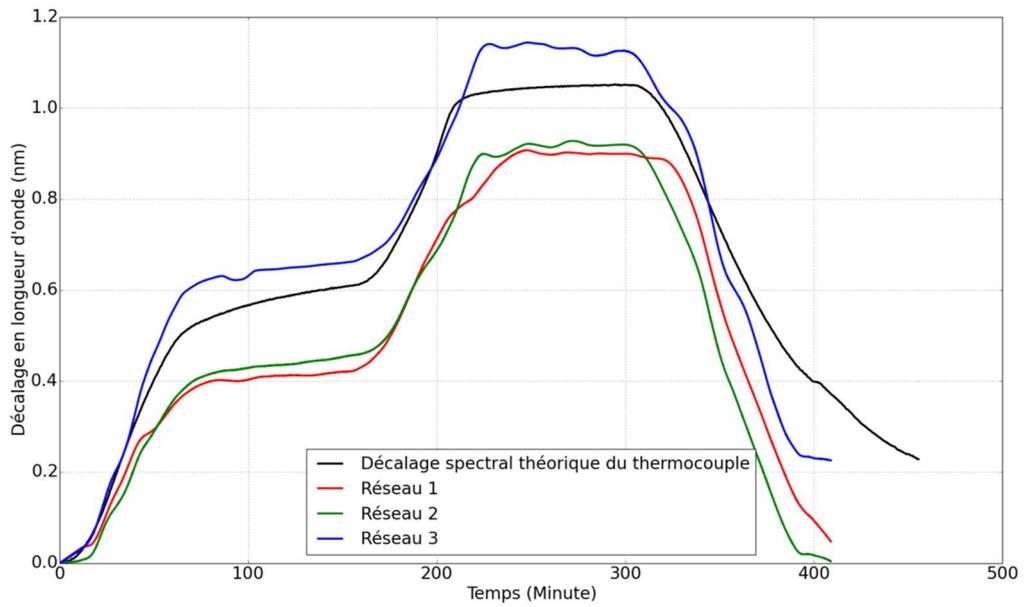


Figure 65 - Décalage en longueur d'onde mesuré lors de la fabrication en étuve.

La différence entre le décalage mesuré par les réseaux et le décalage théorique calculé via l'information fournie par le thermocouple est présentée en Figure 66.

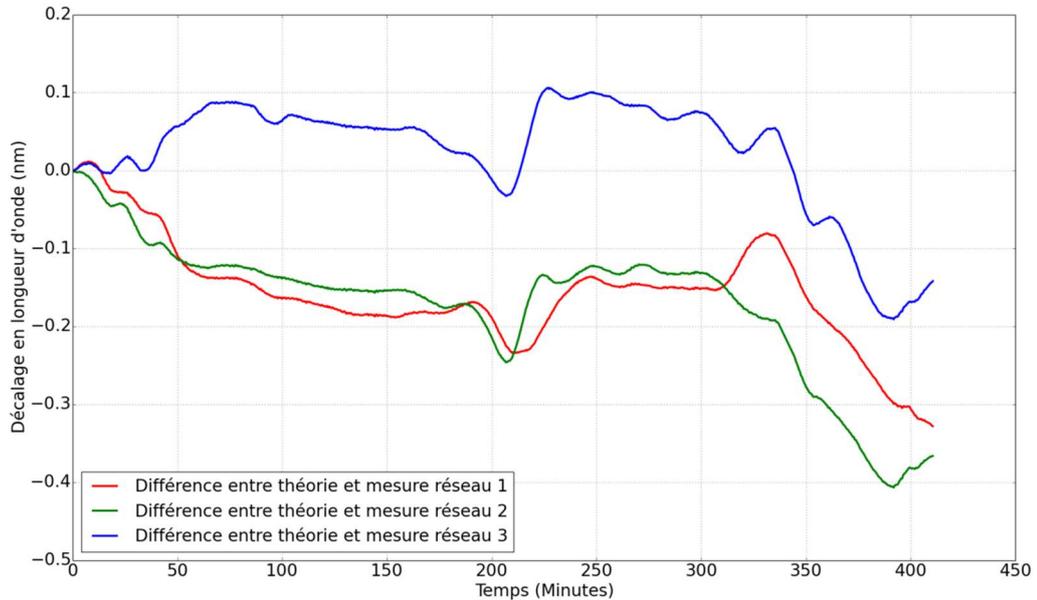
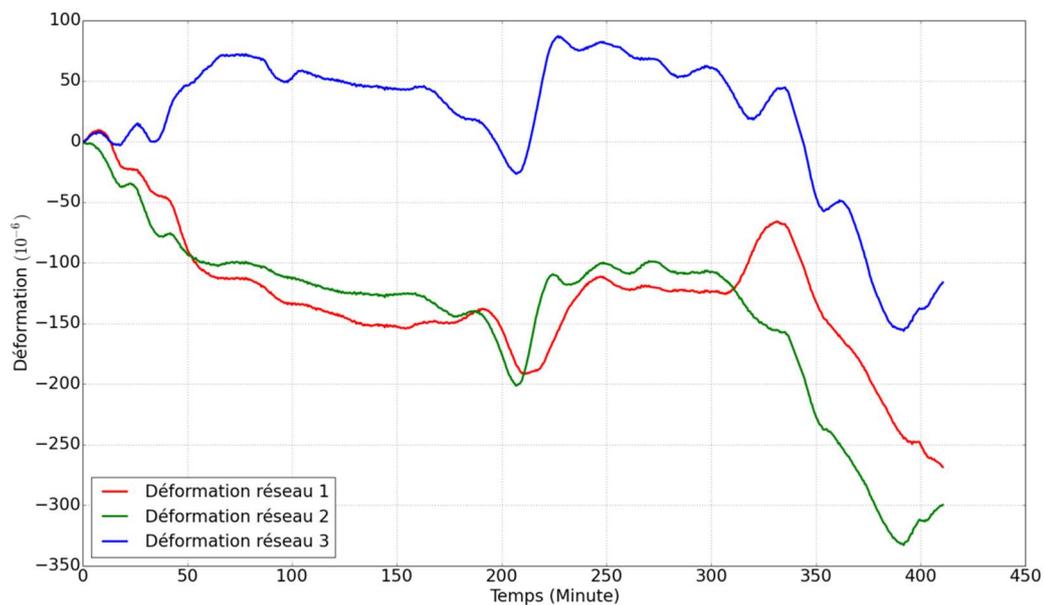


Figure 66 - Différence entre le décalage en longueur d'onde des réseaux et le décalage théorique calculé au thermocouple lors de la cuisson en étuve.

Les déformations calculées à partir du décalage en longueur d'onde sont présentées en Figure 67. Des déformations apparaissent entre 0 et 80 minutes et sont dues à des variations de pente du décalage en longueur d'onde des réseaux. Cependant, la matrice n'ayant pas encore commencé à fluer à cet instant, ces déformations d'origine thermique ne sont pas importantes. Entre 80 et 210 minutes, les déformations ne varient quasiment pas. Comme pour l'autoclave, le pic exothermique (vers 210 minutes) en début du plateau de vitrification provoque une chute brutale des déformations. Suite à cela, des déformations apparaissent lors du plateau lorsque la matrice se vitrifie. La phase de refroidissement, qui débute vers 320 minutes, s'accompagne également de contraintes résiduelles. Contrairement à l'autoclave, une « bosse » apparaît dans les déformations calculées au début de la phase de refroidissement pour les réseaux 1 et 3. Cette bosse est causée par un retard entre le moment auquel le décalage en longueur d'onde mesuré par les thermocouples commence à chuter et celui de la chute mesurée par les réseaux. Ce retard peut être dû à une différence de vitesse de chute de température entre la zone où se situent les réseaux mis en cause (proche des zones de reprise de plis épais) et l'endroit où se situe le thermocouple. Les déformations lors du refroidissement sont également de l'ordre de  $200 \cdot 10^{-6}$ , comme pour l'autoclave.



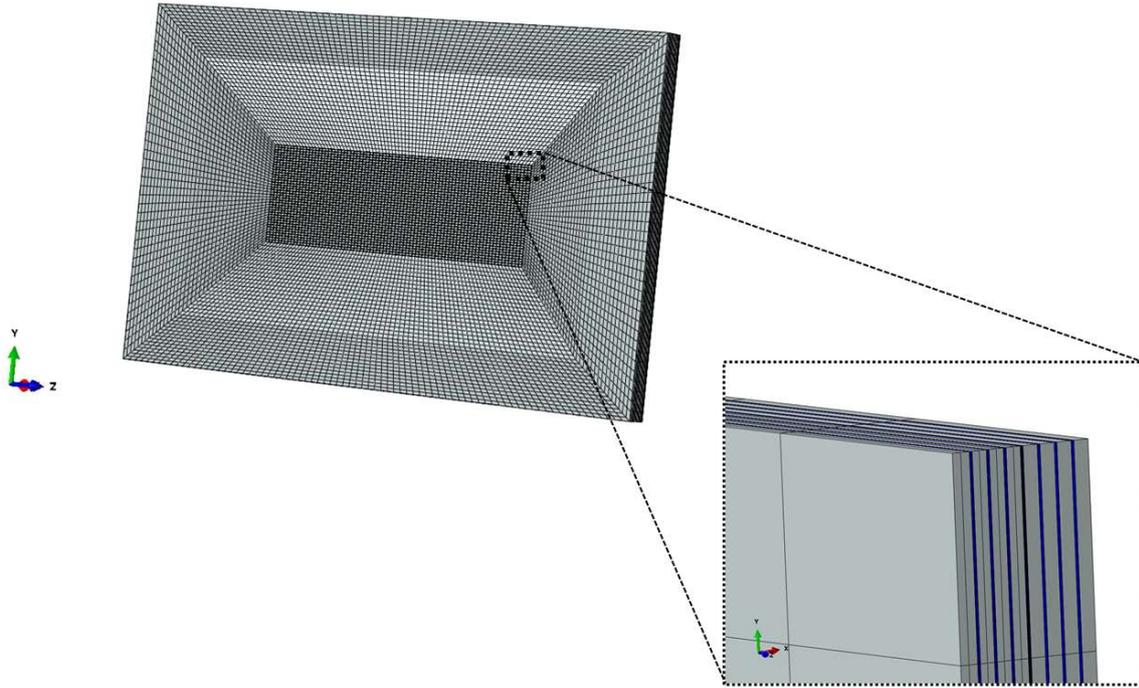
**Figure 67 - Déformations calculées à partir de la différence de décalage en longueur d'onde lors de la cuisson en étuve.**

### III.3.3. Simulations numériques

#### III.3.3.1. Géométrie et propriétés mécaniques

Afin de vérifier s'il était possible de retrouver numériquement les déformations résiduelles mesurées à cœur par les réseaux de Bragg lors du refroidissement, un modèle spécifique de refroidissement a été développé. L'ETMI a été représenté en 3D afin de prendre en compte les effets géométriques. La fibre optique n'a pas été représentée physiquement dans le modèle car il est supposé que la déformation qui est mesurée aux nœuds où les réseaux auraient dû se situer est la déformation vue par les réseaux d'après Mülle et al [37] et Voet [43]. De plus, la fibre optique est placée dans la même direction que la fibre du composite et aucune déformation transverse n'a été mesurée, ce qui indique que la déformation mesurée est la déformation longitudinale dans le sens de la fibre du pli.

Les différentes zones de l'ETMI ont été modélisées de façon spécifique. La zone d'intérêt a été représentée pli par pli en utilisant un élément coque épaisse à intégration réduite par pli (SC8R dans Abaqus). Des éléments cohésifs d'une épaisseur de 50  $\mu\text{m}$  ont également été intercalés entre chaque pli afin de mettre en évidence d'éventuels délaminages. La zone externe a été représentée de façon plus grossière : la M9.6 UD600 n'a pas été discrétisée pli par pli et son comportement a été homogénéisé afin de simplifier le modèle. Le nombre d'éléments dans l'épaisseur est différent du nombre de plis, et il n'y a pas d'éléments cohésifs. Une vue de la géométrie et du maillage se trouve sur la Figure 68. Le nombre d'éléments du modèle est de 650 000 et le nombre de degrés de liberté de 1 650 000.



**Figure 68 – Maillage de l’ETMI 3D. Détail de la zone d’intérêt de l’ETMI est présenté dans le coin en bas à droite. Les éléments coques épais sont représentés en gris et les éléments cohésifs en bleu.**

Les propriétés mécaniques et thermomécaniques des matériaux utilisés se trouvent dans les Tableau 9 et Tableau 10. On suppose ici que les résines M10.1 et M78.1 ont des propriétés identiques. Le comportement du composite est supposé être thermoélastique linéaire, avec des coefficients orthotropes. Le refroidissement est supposé varier uniformément en tout nœud de l’ETMI. L’endommagement des éléments cohésifs est représenté à l’aide d’un critère de type contrainte nominale quadratique combiné à une loi puissance pour représenter l’évolution de l’endommagement [44].

**Tableau 9 - Propriétés mécaniques et thermiques des différents composites utilisés**

Propriétés	M10.1/UD300 CHS	M9.6 GF 35% UD600 CHS
Densité $\rho$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1500	1560
Module d'Young dans la direction longitudinale $E_1$ (GPa)	125	72
Module d'Young dans la direction transverse $E_2$ (GPa)	7	72
Coefficient de poisson dans la direction 12 $\nu_{12}$	0.35	0.35
Module de cisaillement dans la direction 12 $G_{12}$ (GPa)	3.2	-
Module de cisaillement dans la direction 23 $G_{23}$ (GPa)	2.52	-
Coefficient de dilatation thermique ( $10^{-6} \text{ C}^{-1}$ ) dans le sens des fibres	-0.67	5
Coefficient de dilatation thermique ( $10^{-6} \text{ C}^{-1}$ ) dans les autres sens	12.4	5

**Tableau 10 - Propriétés mécaniques et thermiques des éléments cohésifs**

Propriétés	Eléments cohésifs
Densité $\rho$ (kg.m <sup>-3</sup> )	1200
Module d'Young (GPa)	3.2
Module de cisaillement dans la direction 12 $G_{12}$ (GPa)	1.2
Module de cisaillement dans la direction 23 $G_{23}$ (GPa)	1.2

### III.3.3.2. Résultats et comparaisons avec les expérimentations

Une vue du champ de déformation dans le sens des fibres au sein du pli de la ZI où se trouve la fibre optique est montrée sur la Figure 69 à la fin du refroidissement, et en partant de l'hypothèse que les déformations sont nulles en début de refroidissement. Les différents niveaux de contrainte dus à l'orientation à  $-45^\circ$  des fibres et à la géométrie  $y$  sont visibles, notamment dans les coins.

Afin de modéliser de façon réaliste les déformations qui ont été mesurées durant le refroidissement du stratifié, on suppose que la fin du plateau de vitrification marque l'achèvement de la liaison entre la fibre optique et la matrice et que par conséquent il s'agit du moment où le capteur est capable de mesurer les déformations mécaniques du matériau environnant. La fin du plateau est alors utilisée en tant qu'origine des déformations à la fois expérimentalement et numériquement afin d'effectuer la comparaison. Le refroidissement qui commence à la fin du plateau est utilisé en tant que chargement thermique de la simulation de l'autoclave et de l'étuve, les températures et leurs évolutions étant différentes pour chaque cas. Dans le cas de l'ETMI O-1, le délai entre la chute de la température et la chute du décalage en longueur d'onde pour le réseau 1 a été évité en considérant que le refroidissement débute à la fin du délai.

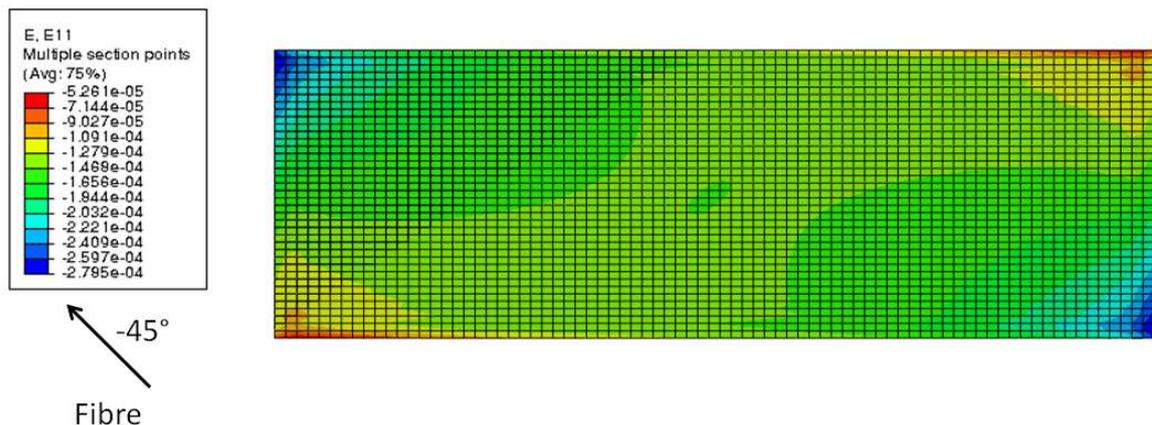


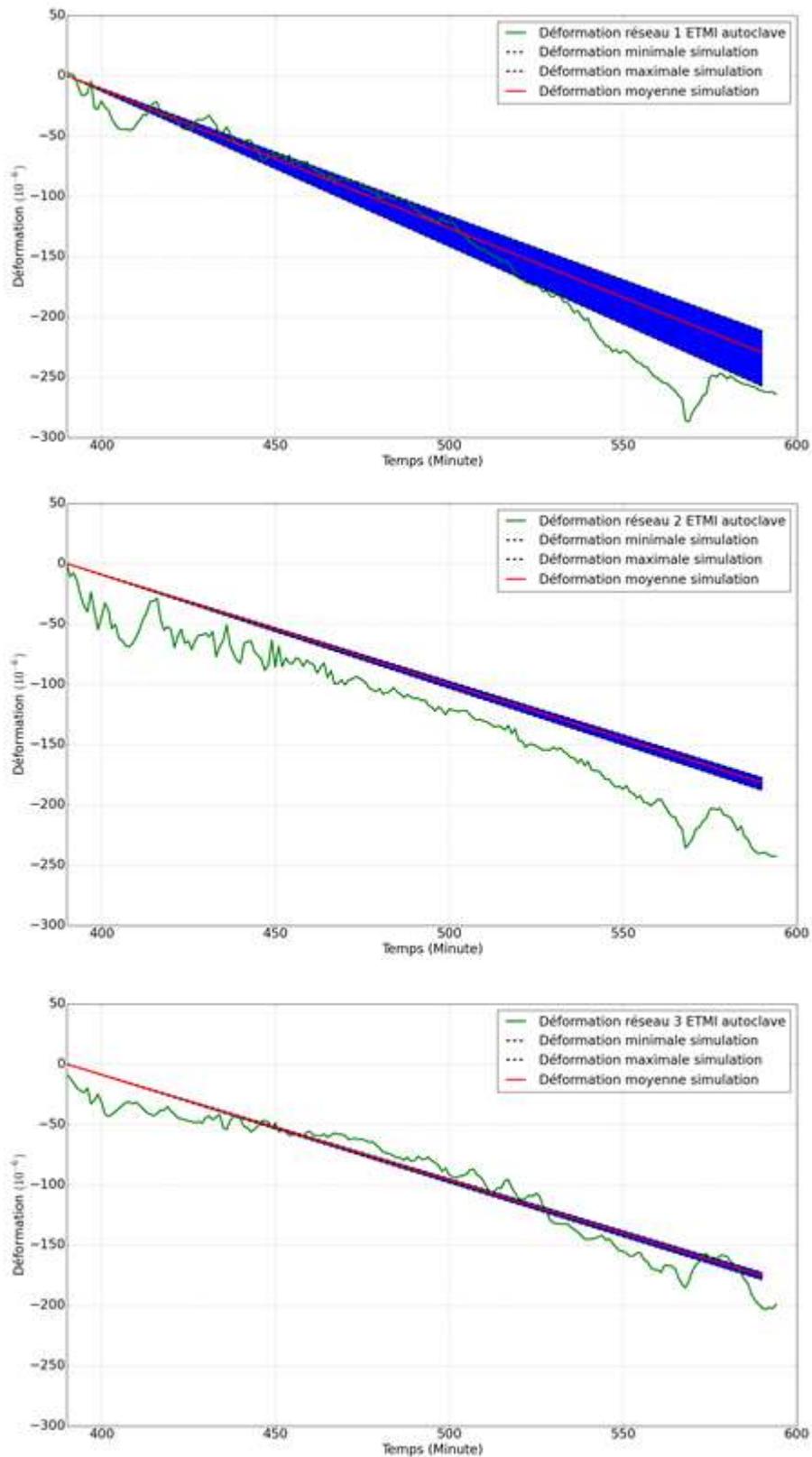
Figure 69 - Champ des déformations dans le sens des fibres à la fin du refroidissement de l'ETMI O-1. La zone représentée ici est le pli de la ZI où la fibre optique est insérée.

Afin de prendre en compte le manque de précision du positionnement de la fibre optique dû à son placement à la main ainsi qu'aux possibles mouvements des réseaux lors de la

cuisson, la déformation a été relevée sur chaque nœud (36 nœuds au total) dans un carré de 4 cm<sup>2</sup> de côté englobant la position théorique de chaque réseau dans le pli. Le minimum, le maximum et la moyenne des déformations de ces nœuds sont ensuite calculés pour être comparés aux données expérimentales.

Les comparaisons des déformations des réseaux sont présentées sur la Figure 70 pour l'ETMI A-1 et sur la Figure 71 pour l'ETMI O-1. Les résultats numériques montrent peu de variabilité spatiale pour les valeurs de déformation autour de l'emplacement des réseaux 2 et 3 quel que soit le mode d'élaboration. A contrario, on observe une variabilité pouvant aller jusqu'à 20 % pour les déformations au niveau du réseau 1 pour les deux modes d'élaboration. Ces différences sont expliquées par l'emplacement des réseaux : les déformations varient beaucoup plus vite spatialement dans le coin où est situé le réseau 1, comme on peut le voir sur la Figure 69.

Pour l'autoclave, les résultats numériques montrent une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux. Les amplitudes trouvées sont très proches, de l'ordre de  $200 \cdot 10^{-6}$  à la fin du refroidissement, et les pentes de vitesse de déformation sont également similaires, de l'ordre de  $1 \cdot 10^{-6}$ . Pour l'étuve, des amplitudes de variabilité plus importantes lors de la fabrication rendent la corrélation plus difficile que pour la fabrication en autoclave, les déformations présentant des oscillations importantes. Cependant, on note globalement que les pentes des résultats numériques et expérimentaux sont similaires pour les réseaux 1 et 2, et que les déformations expérimentales du réseau 3 oscillent autour des valeurs de déformation numériques. Les valeurs finales sont également similaires pour chaque réseau, aux alentours de  $200 \cdot 10^{-6}$ .



**Figure 70 – Déformations expérimentales des trois réseaux (en vert) et leur équivalent numérique durant le refroidissement lors de la fabrication de l’ETMI A-1.**

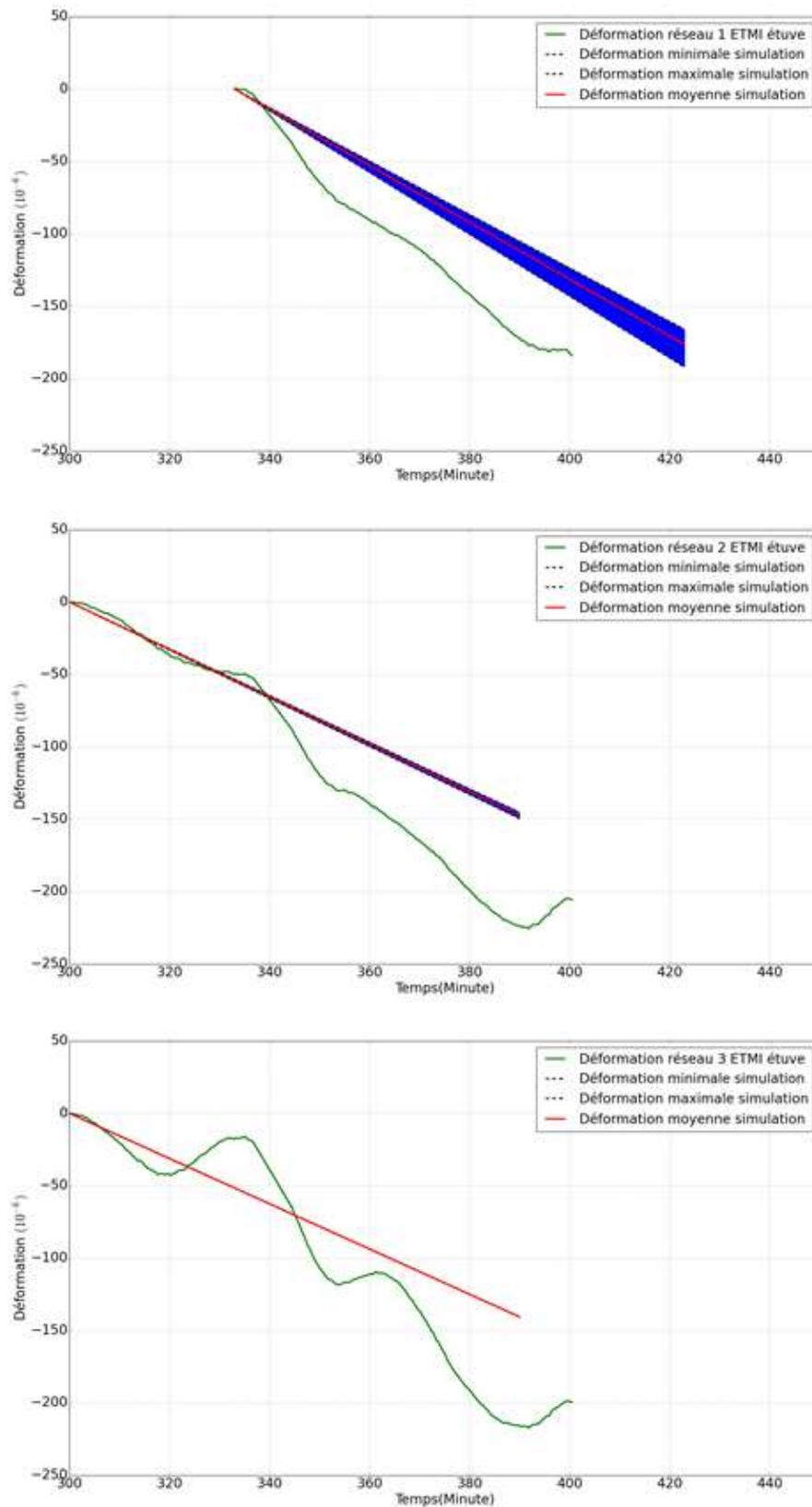


Figure 71 - Déformations expérimentales des trois réseaux (en vert) et leur équivalent numérique durant le refroidissement lors de la fabrication de l'ETMI O-1.

## III.4. Conclusion

La fabrication de l'ETMI de vulnérabilité de peau a été réalisée suivant la géométrie qui a été déterminée lors du chapitre dimensionnement. L'épaisseur de la zone externe demande une préparation spécifique pour la fabrication, notamment concernant l'empilement des produits d'environnement.

La cuisson des ETMIs a été instrumentée afin de connaître l'état du matériau à la fin de son élaboration. Le suivi de la température permet de suivre l'évolution de la polymérisation de la résine et de suivre les indications du fabricant. Un suivi des déformations internes au cours de la cuisson a été mis en place à l'aide des fibres optiques à réseaux de Bragg reliées à un analyseur de spectre. Ceci donne des informations sur les déformations résiduelles de l'ETMI en fin de cuisson, qui sont de l'ordre de  $200 \cdot 10^{-6}$ . Ces mesures de déformation sont comparées à un modèle numérique avec une bonne corrélation.

Deux procédés d'élaboration différents ont été étudiés : la fabrication en autoclave et celle en étuve. Chacun de ces modes d'élaboration utilise un matériau légèrement différent dans la zone d'intérêt. Cette étude permettra de juger lors des essais de souffle de l'influence du procédé d'élaboration sur la tenue au souffle de l'ETMI, et par là-même du fuselage. Les déformations résiduelles présentent de faibles différences entre les procédés.

# Chapitre 4

## Expérimentations

### IV.1. Introduction

Afin de s'assurer de la validité et de la pertinence du modèle de l'ETMI, une base de comparaison expérimentale est nécessaire. Les simulations ayant servi au dimensionnement permettent de connaître les temps et les grandeurs caractéristiques relatives à la sollicitation au souffle ainsi qu'à la réponse de la structure. Connaissant ces grandeurs, un choix de métrologie adapté à notre besoin est réalisé : il faut en premier lieu caractériser la sollicitation de souffle (durée de l'ordre de la dizaine de  $\mu\text{s}$ ) et les grandeurs cinématiques de la réponse structurale de l'ETMI (durée de l'ordre de la ms).

Pour répondre à ce besoin, plusieurs campagnes expérimentales ont été réalisées sur les sites d'essais du CEA Gramat. Ce chapitre décrit l'ensemble des expérimentations réalisées au cours de la thèse afin de servir de référence expérimentale aux différents modèles numériques utilisés ainsi que l'instrumentation spécifique mise en place pour exploiter ces essais.

Dans un premier temps, le choix des différents moyens de mesures utilisés lors des campagnes expérimentales est présenté et leurs principes sont détaillés. Un diagnostic spécifique utilisant les réseaux de Bragg implantés dans le composite lors de sa fabrication et permettant de mesurer à haute vitesse (100 MHz) les déformations au sein du composite a été mis au point lors de cette thèse et son principe de mesure est détaillé.

Les essais de souffle sur ETMI sont ensuite présentés. Ils ont pour but d'évaluer la réponse et l'endommagement de l'ETMI au souffle. On décrit dans un premier temps les mesures nécessaires à la caractérisation de la sollicitation, qui utilisent le montage de l'ETMI. Les problématiques de mesure de pression en champ proche sont soulevées. On décrit ensuite les résultats des essais sur une structure en aluminium, reprenant la géométrie des évaluateurs, qui servent à mettre en place l'instrumentation et à évaluer la pertinence des mesures avant les

essais sur ETMI en composite. Pour finir, les résultats des essais de soufflé sur ETMI en composite sont analysés.

## **IV.2. Instrumentation**

La nature hautement dynamique de la sollicitation de soufflé rend la question de la sélection d'une instrumentation adaptée délicate et critique pour tirer profit au mieux de l'essai. La détonation de l'explosif génère une onde de choc provoquant un pic de pression de plusieurs dizaines de bars sur quelques dizaines de microsecondes. En raison de la faible distance entre l'explosif et la cible, la boule de feu entre en contact avec les moyens de mesure et rend la caractérisation en champ proche délicate. Les résultats étant fortement bruités, voire parfois inexploitable en raison de la saturation des capteurs mis en œuvre (technique piézoélectrique). A la suite de ce pic très bref et très intense, la réponse de la structure à cette sollicitation est plus lente, mais reste cependant dans le domaine de la dynamique rapide, avec des périodes d'oscillation de l'ordre de la milliseconde. On s'attache ici à détailler les différents moyens de mesure mis en place pour caractériser cette sollicitation et analyser la réponse de la structure.

### **IV.2.1. Capteurs de pression**

La caractérisation de l'onde de choc générée par l'explosif concerne principalement le pic de surpression généré. En raison de la brièveté et de la violence du phénomène, tous les types de capteurs de pression ne sont pas utilisables. Les techniques de mesure de pression et des difficultés qui leurs sont liées sont détaillées dans [45][46]. Des capteurs de type piézoélectrique sont choisis en raison de la très haute fréquence de réponse de la partie sensible du capteur (plus de 100 kHz), de leur robustesse et de leur sensibilité. Ces capteurs utilisent un élément sensible piézoélectrique (généralement du quartz) qui génère instantanément un signal proportionnel à la pression qu'il subit sous forme d'une charge électrostatique. Cette charge est traduite en signal électrique, puis une chaîne de mesure permet de remonter à la pression. Les capteurs dédiés aux applications dynamiques sont souvent dotés d'un système d'atténuation des vibrations qui consiste en un ensemble de couches de matériaux amortissants interposés autour des plaques piézoélectriques afin de réduire les oscillations du signal de pression. On peut voir sur la Figure 72 le schéma de

principe d'un modèle de capteur de pression piézoélectrique utilisé lors des essais. Ce capteur présente un système pour réduire l'effet des vibrations. Les différents capteurs utilisés ainsi que leur calibration sont décrits en annexe.

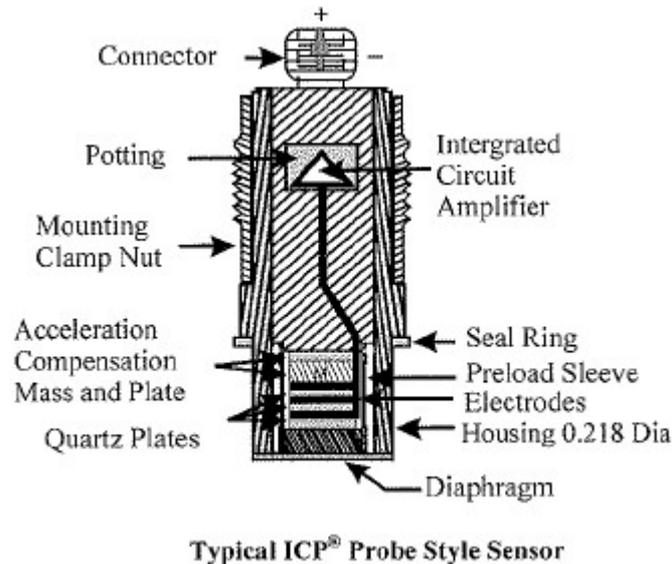


Figure 72 - Schéma de principe d'un capteur piézoélectrique de pression utilisé lors des mesures. Modèle 113A32 PCB PIEZOTRONICS.

Les capteurs peuvent être utilisés pour mesurer la pression incidente ou la pression réfléchie. Les capteurs de mesure de la pression incidente ont pour but de mesurer la pression générée par une onde défilante qui balaye la surface sensible du capteur (le diaphragme de la Figure 72). Les capteurs de mesure de la pression réfléchie enregistrent la pression obtenue lorsque l'onde de choc se propage dans la direction perpendiculaire à la surface sensible. La réflexion de l'onde de choc sur la surface sensible du capteur génère alors une pression bien plus élevée que celle associée à l'onde incidente. En effet, une onde de choc aérienne résulte d'une part, d'une montée brutale de la pression associée à une réduction quasi instantanée du volume d'air comprimé par le choc et d'autre part, d'une mise en mouvement de l'air derrière le front de l'onde de choc. L'air choqué se déplace dans la direction de propagation du choc. Lorsque l'onde de choc incidente balaye la surface sensible du capteur, l'écoulement de l'air n'est pas perturbé et le capteur ne mesure que l'effet de compression associé au passage du choc. Au contraire, lorsque le capteur est placé sur une paroi perpendiculaire à la direction de propagation du choc, l'écoulement de l'air derrière le front de choc est bloqué par la paroi. Le capteur mesure donc l'effet de compression de l'air mais également l'effet de blocage de l'écoulement. Il en résulte une pression exercée beaucoup plus forte. Le rapport entre la

pression réfléchi et la pression incidente est d'autant plus forte que la pression incidente est élevée. Cet effet s'explique par la prédominance de l'effet de souffle (l'effet de la mise en mouvement de l'air) pour les chocs intenses. Au moment de la détonation, l'explosif solide est converti en une fraction de microseconde en gaz brûlants de plusieurs milliers de degrés soumis à de très fortes pressions de l'ordre d'une dizaine de GPa. Ces gaz, qui constituent la boule de feu, se détendent très rapidement pour occuper un volume qui atteint 2 à 3 mille fois le volume de l'explosif. Ils parcourent ainsi une distance supérieure à dix fois le rayon de la charge. Pour des mesures en champ proche, le capteur peut se trouver dans la zone de la boule de feu. L'effet de ces gaz chauds, aussi appelés produits de combustion, est important sur la pression mesurée (pression incidente et pression réfléchi). Les phénomènes de choc et de souffle en champ proche sont difficiles à caractériser en raison de leur intensité et de leur effet destructeur. Les effets sont aussi fortement liés à la nature de l'explosif utilisé. Malgré ces conditions difficiles, des mesures ont été réalisées dans la zone proche de l'explosif [47], parfois en adoptant une métrologie spécifique à ces conditions [48].

#### **IV.2.2. Caméra rapide de profil**

Pour pouvoir suivre le phénomène de détonation de l'explosif ainsi que la propagation de l'onde de choc et la génération de la boule de feu, une caméra à haute cadence d'acquisition est nécessaire. On souhaite dans notre cas filmer une zone mesurant environ 2 mètres sur 2 mètres à une fréquence de l'ordre de la dizaine de kHz pour suivre l'onde de choc se déplaçant à plusieurs centaines de mètres par seconde, tout en gardant une résolution spatiale suffisante (plusieurs centaines de pixels) pour distinguer l'évolution de l'onde de choc. Pour répondre à ce besoin, on utilise une caméra Photron FastCam SA5. La caméra est réglée à une cadence de 20 000 images par seconde. A cette cadence, le capteur permet de filmer sur une zone de 584x576 px<sup>2</sup>, ce qui permet d'avoir plusieurs pixels dans l'épaisseur du front de choc et donc de suivre son évolution. Un damier situé en arrière-plan et dont les carreaux font 5 cm de côté permet d'obtenir une échelle pour mesurer la vitesse de l'onde de choc. Le damier ne se situant pas au niveau de la boule de feu, un rapport d'échelle a été effectué pour prendre en compte la taille des carreaux vus par la caméra dans le plan de la mesure.

### IV.2.3. Stéréo-corrélation d'images

La stéréo-corrélation d'images est une technique qui permet l'obtention d'un champ de déplacement 3D de façon dynamique à partir d'images 2D. Elle permet d'examiner un champ étendu (plusieurs dizaines de cm) à haute fréquence (fréquence de la caméra), avec une précision importante (quelques % d'erreur) et sans contact ; cette capacité est bien adaptée à l'étude de la réponse au souffle des structures.

La mesure de déformation 3D par stéréo-corrélation d'images consiste à filmer un objet à l'aide d'une paire de caméra. Le principe de la mesure est détaillé dans [49]. Chaque image filmée par une caméra est appariée avec les autres images filmées par cette même caméra. Cela consiste à suivre l'évolution des différents pixels d'une image à l'image suivante, ce qui permet d'obtenir l'évolution du champ de déplacement en 2D. On parle d'appariement temporel ou de suivi de pixel. Chaque image filmée par une caméra est également appariée à l'image filmée par l'autre caméra au même instant, ce qui permet de post-traiter la forme 3D de la surface de l'objet filmé à l'instant  $t$ . On parle alors de mise en stéréocorrespondance. Dans les deux cas, l'appariement est effectué en mesurant la ressemblance entre deux pixels appartenant chacun à une image différente en calculant un score de corrélation suivant leur voisinage. Cela consiste à prendre une zone de référence autour du pixel étudié et à identifier la zone maximisant le score de correspondance sur l'autre image. Cette méthode de corrélation ne peut fonctionner que si l'objet filmé présente un motif suffisamment aléatoire sur sa surface : un motif qui se répéterait présenterait des faux positifs lors du calcul de correspondance et fausserait donc le traitement de la mesure.

La combinaison de cette stéréocorrespondance avec l'appariement temporel permet d'accéder à l'évolution du champ de déplacements 3D au cours du temps (voir Figure 74).

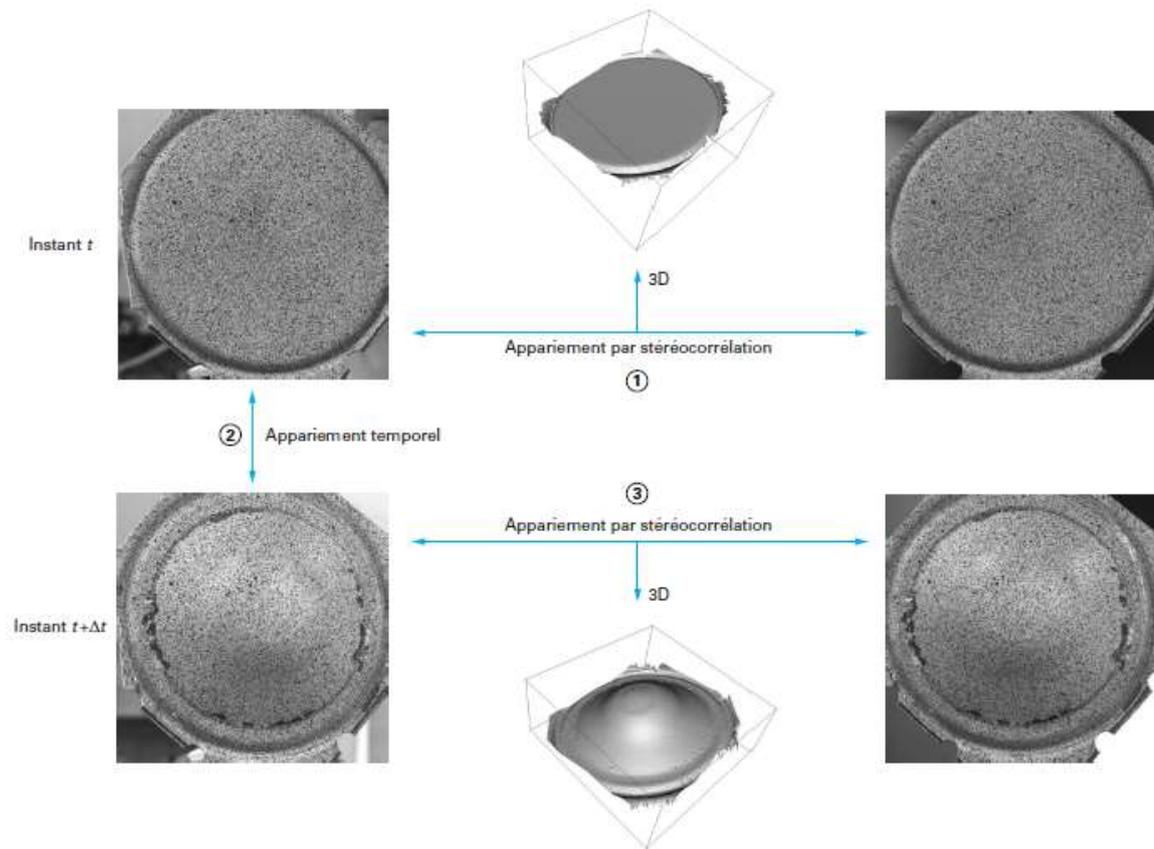


Figure 73 - Principe de détermination du champ de déplacement 3D par stéréo-corrélation d'images [1].

La stéréo-corrélation d'images a été utilisée pour mesurer des champs de déplacement dans des cas de chargement au souffle [50]. Les principaux critères du choix de la caméra pour cette application sont sa fréquence d'acquisition qui doit être suffisamment rapide pour capter l'évolution du phénomène ainsi que la résolution du capteur qui joue sur la précision des mesures. Les caméras rapides permettent d'augmenter la fréquence d'acquisition en diminuant la résolution du capteur en contrepartie. C'est donc à l'utilisateur de trouver le couple fréquence/résolution adapté à son besoin. La vitesse du phénomène étudié demande une excellente synchronisation (de l'ordre de la centaine de ns) de la capture des caméras sous peine d'avoir des images prises à des instants différents et donc une corrélation irréalisable. Pour s'assurer de cela, on utilise deux fois le même modèle de caméra pour la mesure.

La calibration des caméras est une étape cruciale pour la stéréo-corrélation d'images. Elle consiste principalement à permettre de connaître la position relative entre les deux caméras ainsi que les distorsions d'images engendrées par le réglage des objectifs. Elle est réalisée en utilisant une mire aux caractéristiques connues : espacement des points, emplacement des points servant de repère, ... On place cette mire dans la zone filmée par les caméras et on

effectue des mouvements de translation et de rotation dans chaque direction. Cela permet de faire le lien entre la distance en pixel vue par le capteur et la distance réelle que l'on souhaite mesurer. La calibration réalisée par le logiciel de corrélation d'images donne alors les paramètres intrinsèques et extrinsèques de la caméra, ainsi qu'un score général de calibration. Les paramètres extrinsèques tels que l'angle entre les caméras peuvent être vérifiés pour valider l'étape de calibration.

Dans le cas des essais sur ETMI, la zone d'intérêt de l'ETMI mesure  $400 \times 132 \text{ mm}^2$ . On souhaite filmer une zone de  $500 \times 300 \text{ mm}^2$  afin de disposer de données au niveau de la zone de reprise de plis. La fréquence d'acquisition choisie est de 20 000 images par seconde (1 image toute les  $50 \mu\text{s}$ ), ce qui est suffisant pour observer la réponse de la structure, de l'ordre de la milliseconde. Les caméras utilisées sont des Photron FastCam SA5. Leur capteur permet de filmer à 20 000 images par seconde sur une zone de  $832 \times 448 \text{ pixels}^2$ . Afin de pouvoir effectuer des mesures de bonne qualité, les points du mouchetis doivent être d'au moins 3 pixels de diamètre, ce qui nous impose des points d'au moins 2 mm de largeur. Ces points sont réalisés au feutre de la façon la plus aléatoire possible. Un fin mouchetis est réalisé à la bombe de peinture noire en supplément du mouchetis au feutre. Même si les déplacements individuels de ces points ne sont pas décelables par le capteur, ils permettent de jouer sur les niveaux de gris des pixels ne contenant pas de points au feutre et de rendre plus aléatoire la surface filmée.



Figure 74 - Vue du mouchetis réalisé sur la face arrière de l'évaluateur en composite.

Les caméras sont placées dans des casemates de protection blindées situées du côté opposé à l'explosif. Un projecteur halogène à lumière blanche puissant est utilisé pour éclairer la zone filmée et améliorer le contraste du mouchetis.

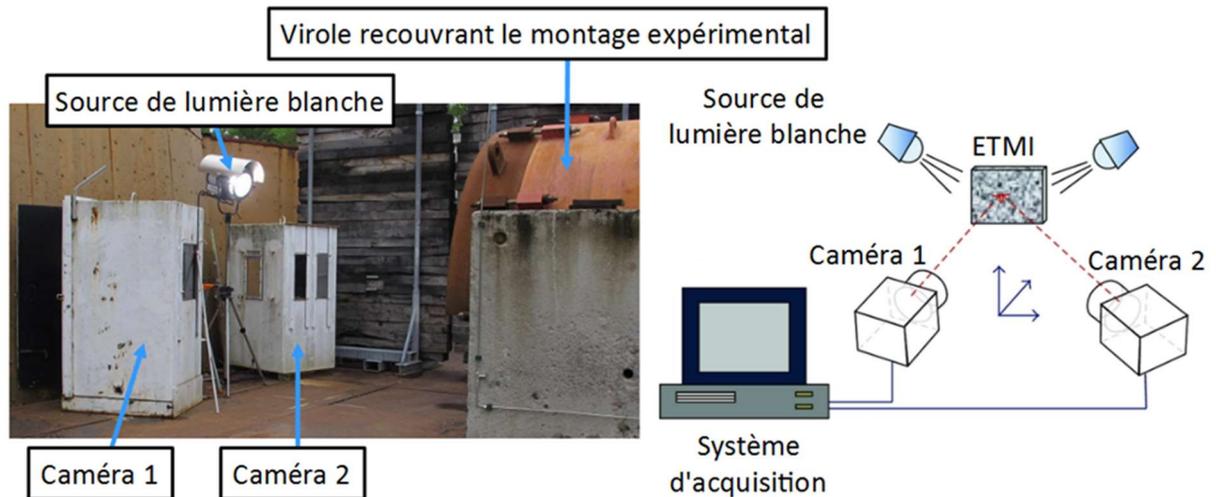


Figure 75 - Positionnement des caméras de stéréo-corrélation à gauche et principe de la mesure à droite.

Les images filmées sont ensuite traitées dans le logiciel VIC3D. Le logiciel discrétise les images en zones plus petites et compare la position des points du mouchetis dans ces zones entre deux images séparées de 0.05 ms. Les écarts de position sont ensuite traduits en vecteurs de déplacement puis en champs de déformation.

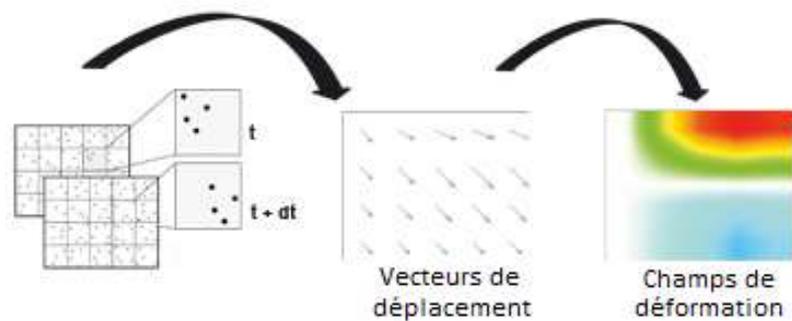


Figure 76 - Etapes d'exploitation des données de stéréo-corrélation avec de gauche à droite le passage du mouchetis aux vecteurs de déplacement puis aux champs de déformations.

## IV.2.4. Interféromètres doppler-fibrés

Des interféromètres doppler-fibrés sont fixés sur le support afin de mesurer localement la vitesse de déplacement de l'ETMI au cours du temps. Ils ont pour but d'obtenir les valeurs de la vitesse hors-plan de l'ETMI dans des zones difficiles d'accès pour les caméras (zones rognées car vues par une caméra mais pas par l'autre), voire impossible d'accès (derrière le support, au niveau des ressorts).

Il existe plusieurs moyens d'instrumentation permettant d'effectuer des mesures de vitesse par effet Doppler à l'aide d'une source lumineuse monochromatique. Le moyen principal utilisé à Gramat est l'interférométrie doppler-fibré (IDF), également appelé vélocimétrie hétérodyne (VH) ou photonic doppler velocimetry (PDV) en anglais. Il a été développé par Strand et al. [51] et perfectionné au sein du CEA Gramat. Un IDF permet la mesure de la vitesse d'un objet par effet Doppler en éclairant l'objet ciblé à l'aide d'une lumière monochromatique. La lumière rétrodiffusée transmet l'information sur la vitesse sous la forme d'un décalage en fréquence appelé effet Doppler. L'effet Doppler permet de relier la vitesse  $u(t)$  de la cible à la différence de fréquence par la formule (Eq. 5) :

$$\frac{f(t) - f_0}{f_0} = \frac{2(u(t) - u_0)}{c} \quad \text{Eq. 5}$$

où  $u_0$  est la vitesse initiale de la cible,  $f_0$  est la fréquence initiale du laser et  $c$  la célérité de la lumière.

Pour mettre en œuvre un IDF, on utilise un laser monochromatique continu de fréquence  $f_0$ . On le divise en deux faisceaux : un faisceau de référence et un faisceau acheminé par fibre optique que l'on focalise sur la cible à l'aide d'une tête optique. Par effet Doppler, le rayonnement réfléchi sur la cible en déplacement possède une fréquence  $f(t)$  différente de  $f_0$ . On fait interférer ce rayonnement réfléchi avec le faisceau de référence à l'aide d'un coupleur optique fibré. Un photodétecteur et un oscilloscope permettent ensuite de mesurer l'intensité lumineuse des deux faisceaux  $I(t)$ , qui est telle que (Eq. 6) :

$$I(t) = 1 + \cos\left(\frac{4\pi}{\lambda_0}x(t)\right) \quad \text{Eq. 6}$$

avec  $\lambda_0$  la longueur d'onde initiale du faisceau et  $x(t)$  la position du point visé au cours du temps. La bande passante de la détection doit être élevée pour mesurer des vitesses élevées.

Le post-traitement des signaux est réalisé à l'aide du logiciel VaHiné développé au CEA/DIF qui permet de passer des signaux du domaine fréquentiel à un spectrogramme de vitesses dans le domaine temporel par transformée de Fourier sur plage temporelle glissante.

Les IDF nécessitant a minima une surface réfléchissante pour obtenir du retour de la part du signal optique, l'ETMI en aluminium a été mis à nu dans les zones visées, et des bandes aluminisées autocollantes ont été placées sur l'ETMI en composite. Les IDF sont au nombre de 3 dans la longueur et de 3 dans la largeur de l'ETMI afin de répondre aux spécifications de besoin de la mise en œuvre de la boîte à outils ETMI. Les mesures de vitesse que l'on obtient permettent de remonter aux déplacements de l'ETMI par intégration. L'alignement des 3 IDF sur chaque axe permet également de remonter à la rotation d'ensemble de la pièce dans la direction de l'alignement. Ce moyen de mesure est habituellement utilisé sur des temps très courts (ordre de la  $\mu\text{s}$ ) avec une très haute fréquence d'échantillonnage. Afin de l'adapter à notre besoin, la fréquence d'acquisition de l'oscilloscope a été abaissée à 3.125 MHz afin d'avoir une profondeur mémoire suffisante pour effectuer une mesure sur la durée souhaitée, à savoir 5 ms, qui est la durée sur laquelle on étudie la réponse de l'ETMI, une étude sur une durée plus longue n'apportant pas d'informations supplémentaires.

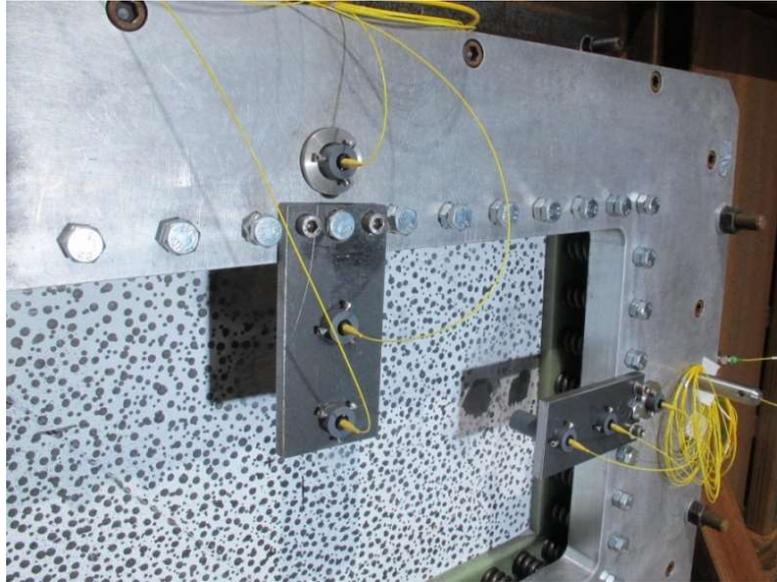


Figure 77 – Vue générale de l'emplacement des IDFs.

## IV.2.5. Fibre optique à réseaux de Bragg et montage « BraggPulse »

Les fibres optiques à réseaux de Bragg sont utilisées dans le cadre de mesures en dynamique rapide en tant que capteurs de pression à haute vitesse ou en tant que capteur de vitesse afin de mesurer des phénomènes hautement dynamiques, tels que des propagations d'onde de choc ou des détonations d'explosif [52][53][54].

Le principe de fonctionnement des fibres optiques à réseaux de Bragg a été détaillé dans le chapitre précédent. Dans le cadre de leur utilisation pour mesurer une déformation purement mécanique comme dans le cas d'une réponse structurale au souffle, l'expression de la déformation en fonction du décalage en longueur d'onde peut s'écrire sous la forme suivante (Eq. 7) :

$$\varepsilon_m = \frac{1}{(1 - p)} * \frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_0} \quad \text{Eq. 7}$$

avec  $\varepsilon_m$  la déformation mécanique,  $\lambda_b$  la longueur d'onde de Bragg,  $\lambda_0$  la longueur d'onde à l'instant 0 et  $p$  le coefficient photo-élastique de la silice.

Le montage expérimental utilisé pour les mesures de déformation dynamique lors du tir est appelé « BraggPulse [52][53]. Ce montage est inspiré des travaux de Rodriguez et al [54], qui l'a utilisé pour étudier la magnétostriction et mesurer la pression générée par des explosifs. Ce spectromètre dynamique est basé sur la dispersion optique. Les basses longueurs d'onde sont un peu plus rapidement transportées dans une fibre optique télécom que les hautes longueurs d'onde. En bénéficiant de l'achromatisme d'une très longue fibre optique (plusieurs dizaines de km) et avec un système d'acquisition ultrarapide, le spectre à mesurer est multiplexé temporellement avec une conversion « longueurs d'onde – temps ». Le signal à mesurer doit être modulé avec de brèves fenêtres temporelles afin de laisser ensuite le temps aux longueurs d'onde de se séparer temporellement dans la fibre optique kilométrique et à intervalles de temps réguliers. Pour nos applications, la source interrogeant le réseau de Bragg est un laser pulsé à blocage de modes qui offre un large spectre pour sonder le réseau. La fréquence de répétition (100 MHz) fixe la fréquence d'acquisition du spectre. La longueur de la fibre donne l'ouverture du spectromètre (span). Le système d'acquisition est constitué d'un photorécepteur 38 GHz et d'un oscilloscope numérique 33 GHz. La résolution obtenue pour 18 km de fibre télécom est ainsi de  $\sim 0.10$  nm sur 30 nm soit 300 points de mesure possibles. Le réseau de Bragg est interrogé avec un circulateur qui permet de rediriger le faisceau réfléchi par les réseaux de Bragg dans la longue bobine de fibre et non pas dans le laser (Figure 78).

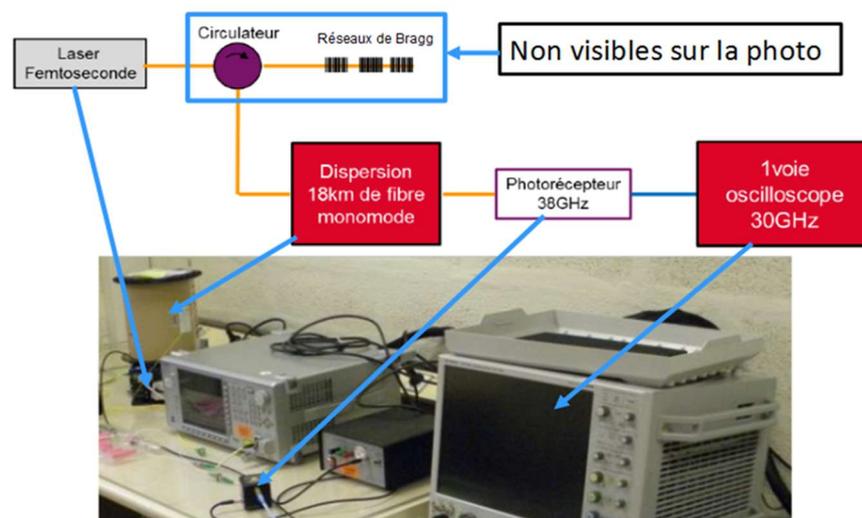


Figure 78 - Schéma de principe (en haut) et montage expérimental "BraggPulse" (en bas).

Ce montage permet d'obtenir à très haute fréquence (100 MHz) le décalage en longueur d'onde des réseaux, et donc les déformations au sein de l'ETMI. En raison de cette haute

fréquence d'acquisition, on doit limiter le temps d'acquisition à environ 700  $\mu$ s pour des raisons de profondeur mémoire. Il faut souligner que les interrogateurs de réseaux de Bragg commerciaux ont une fréquence d'acquisition de quelques dizaines de kHz. Ce système est donc 1000 à 10 000 fois plus rapide.

## **IV.2.6. Contrôle non-destructif**

Une fois l'essai de souffle réalisé sur l'ETMI, on souhaite pouvoir déterminer quel type d'endommagement il a subi et le localiser à l'aide de méthodes de contrôle non-destructif.

### **IV.2.6.1. Ultrasons**

Le contrôle par ultrasons est une méthode non-invasive de détection de défauts à l'intérieur d'une pièce, basée sur l'émission d'ultrasons et la détection de leur réflexion liée aux interfaces acoustiques rencontrées.

Les ultrasons sont émis au moyen de « traducteurs » qui fonctionnent le plus souvent par effet piézoélectrique (propriété de dilatation et de contraction d'un élément aux extrémités duquel est appliqué un différentiel de potentiel électrique, qui engendre des ondes acoustiques). On analyse la propagation d'ondes mécaniques de haute fréquence (quelques Mégahertz en général) au sein du matériau constitutif de la pièce à contrôler.

Les ultrasons, aux fréquences utilisées (1 à 10 MHz), ne se propagent pas dans l'air. Pour assurer leur passage entre le transducteur et la pièce à contrôler, il faut placer entre les deux un milieu dit de couplage. Deux techniques existent pour assurer ce couplage : le contrôle par contact et le contrôle en immersion [55][56].

#### **IV.2.6.1.1. Contrôle par contact**

Le traducteur est directement placé sur la pièce à contrôler. La liaison acoustique est assurée par une couche d'agent de couplage : graisse, huile, colle cellulosique, gels spéciaux dont l'épaisseur est de l'ordre du dixième de millimètre. Cette technique est appelée palpage.

Le palpage de la structure composite de notre étude est réalisé à l'Institut Clément Ader à l'aide de l'appareil de recherche de défauts par ultrasons OmniScan SX de la société Olympus

(Figure 79). Cet appareil est spécialisé dans la détection de défauts dans les matériaux composites, notamment dans la recherche de délaminages [58].

Cette technique est surtout employée lors de contrôles manuels. Elle nécessite l'intervention d'un opérateur pour le déplacement du traducteur. La constance du couplage, et donc du contrôle, n'est pas assurée. C'est pour cela que la méthode de contrôle en immersion est également mise en œuvre.

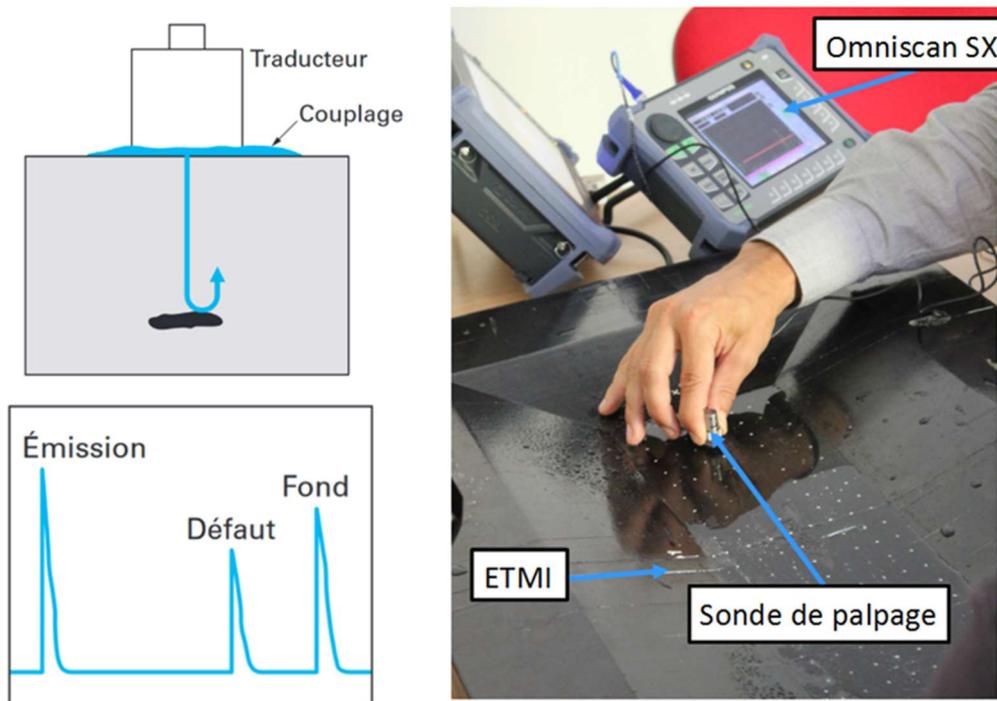


Figure 79 - Principe du contrôle par contact (à gauche) et palpation de la zone d'intérêt de l'ETMI (à droite).

#### IV.2.6.1.2. Contrôle par immersion

Le traducteur est situé à une certaine distance de la pièce ; le couplage est assuré par un liquide, habituellement de l'eau. Dans notre cas, il s'agit d'une immersion totale : le traducteur et la pièce sont entièrement immergés dans une cuve de contrôle (Figure 80).

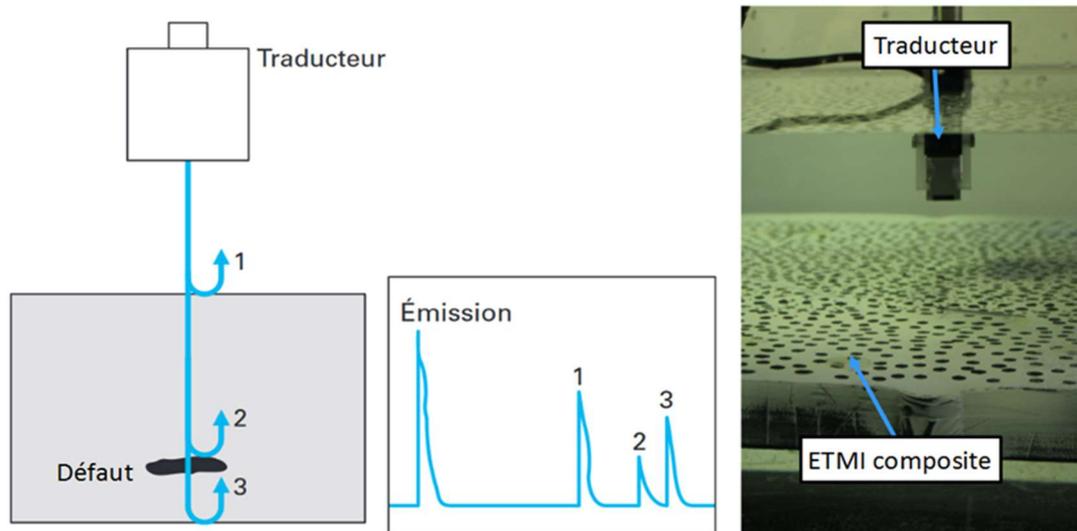


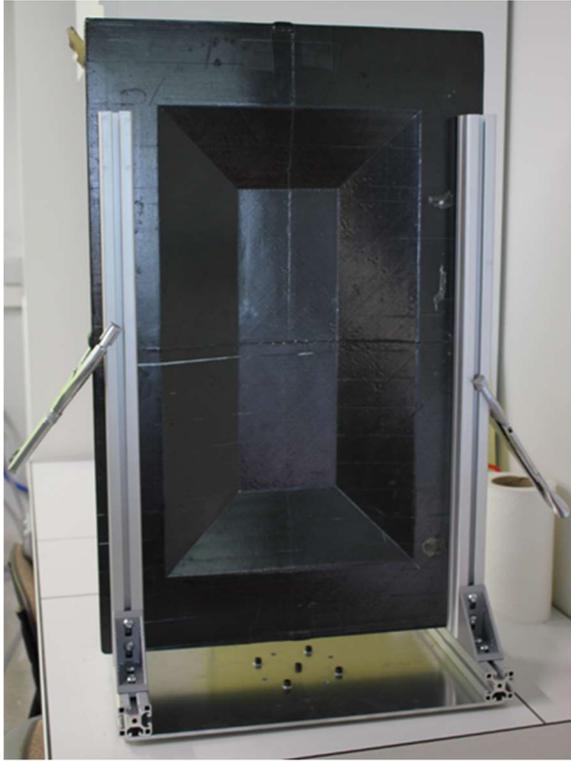
Figure 80 - Principe du contrôle par immersion (à gauche) et ETMI dans la cuve à ultrasons (à droite).

#### IV.2.6.2. Photographie X par tomographe

La tomographie est une technique de contrôle de pièces et de matériaux par interaction Rayonnement-Matière qui après reconstruction en 3D de données obtenues suivant différentes orientations permet de localiser des défauts. Son domaine est étendu en CND à tous types de pièces et matériaux (légers ou lourds) allant de l'infiniment petit (nanotomographie) au plus volumineux (tomographie industrielle de gros objets) [58].

Appliqué aux rayons X, le processus tomographique revient à radiographier un objet sur 360°, puis à combiner ces radiographies pour reconstruire des images en coupe de l'objet. Ces images en coupe décrivent en fait la quantité et la nature du matériau traversé par les rayons X. Grâce à un échantillonnage fin et régulier, il est possible de retrouver la structure interne de l'objet [59].

Dans notre cas, compte tenu des dimensions de l'évaluateur, seules des radiographies de la zone d'intérêt sont effectuées. Dans le but de maintenir verticalement l'évaluateur composite durant les radiographies, un montage spécifique a été conçu et réalisé. Ce support est fixé directement au plateau du tomographe (Figure 81).



**Figure 81 - Support de maintien de l'évaluateur sur le plateau du tomographe avec vue de la zone d'intérêt à gauche et du dos de l'ETMI moucheté à droite.**

Ce contrôle a pour objet de rechercher des défauts dans l'évaluateur, notamment s'il coexiste une fissuration de matrice des plis, en plus des délaminages potentiels dans la zone d'intérêt.

## IV.3. Essais sur ETMI

### IV.3.1. Rappel sur les points de mesure

Lors de la conception numérique de l'évaluateur composite de l'effet de souffle sur une peau composite, l'analyse des résultats des grandeurs, pour lesquelles ceux-ci sont présents sous la forme d'un champ, s'effectue en trois points particuliers de la zone d'intérêt des évaluateurs (Figure 82) : un point nommé « Centre », de coordonnées  $(0,0,0)$ , qui se situe en son centre, un point « Cadre », de coordonnées  $(-195,0,0)$ , localisé au milieu de son arrête gauche et un point « Lisse », de coordonnées  $(0,65,0)$ , se trouvant au milieu de son arrête supérieure. Ces points ont été choisis pour analyser le comportement des zones représentatives de la peau (point « Centre »), d'un cadre (point « Cadre ») et d'une lisse (point « Lisse ») d'une portion de fuselage que reproduisent les évaluateurs. Le même principe sera retenu pour une partie de l'analyse des résultats d'essais et la confrontation avec les prédictions numériques.

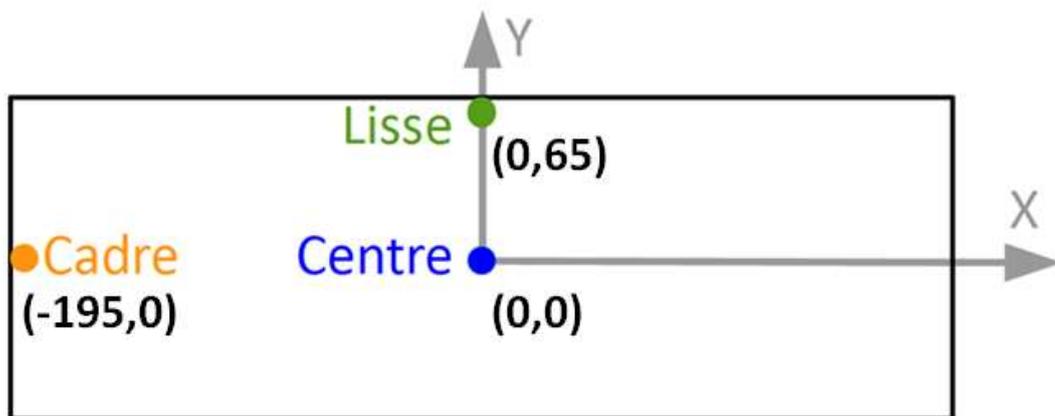


Figure 82 – Localisation des points d'étude des déplacements de la zone d'intérêt.

### IV.3.2. Montage expérimental

Tous les essais sur ETMI (composite ou aluminium) ont été réalisés en utilisant un même montage expérimental spécifiquement conçu pour cette campagne d'essais. Il consiste en un bâti en tubes d'acier mécanosoudés sur lequel on vient fixer le support servant à accueillir l'ETMI. Afin de pouvoir réutiliser le support lors des différents essais de la campagne, sa face avant (face au souffle) est en acier. Le reste du montage est en aluminium. Des plaques d'acier ont été placées de part et d'autre du bâti afin de retarder le contournement de l'onde de choc pour que celle-ci ne gêne pas les mesures par corrélation d'images.



Figure 83 - Montage expérimental utilisé pour les essais sur ETMI avec à gauche face avant et à droite face arrière.

L'ETMI est maintenu dans son support à l'aide de 88 ressorts (44 de chaque côté). Ces ressorts sont placés dans des barreaux en composite verre/époxy lamées qui sont collées sur l'évaluateur (Figure 84). Ces ressorts sont pré-comprimés de 5 mm lors du montage et sont guidés par des colonnettes afin d'éviter leur éjection lors du souffle en cas de déplacement trop important. Les ressorts sont en acier, mesurent 70 mm et ont une raideur de 453 N/mm. Leur diamètre externe est de 27.8 mm.

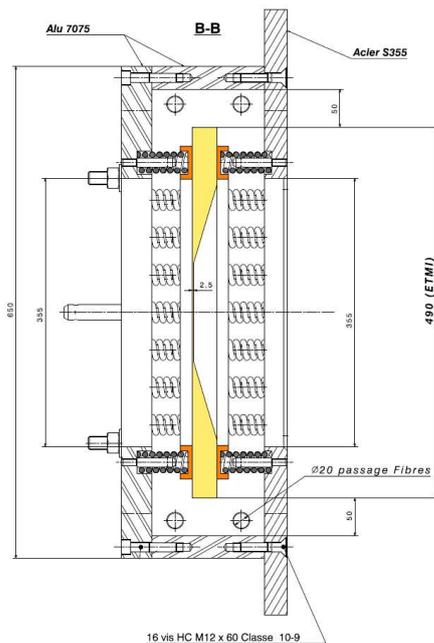


Figure 84 – A gauche, vue en coupe de l'évaluateur dans son support avec le positionnement des ressorts dans leurs barreaux en fibre de verre (orange). A droite, vue des ressorts mis en place sur l'évaluateur en aluminium.

La charge explosive utilisée pour ces essais est une sphère de masse  $m$  d'explosif de type HMX-Viton<sup>®</sup>, qui possède un équivalent TNT d'environ 1.3. En raison du faible rayon de la sphère d'explosif, il est important de la placer de façon précise et de l'amorcer du côté diamétralement opposé à l'ETMI pris pour cible. En effet, l'amorce utilisée pour faire détonner la charge peut aussi jouer un rôle non-négligeable dans la forme de l'onde de choc en champ proche [60]. Pour pouvoir s'assurer que l'amorçage n'influe pas sur la forme de l'onde de choc, notre charge est suspendue à une potence réglable. Cela permet à la fois de régler la distance à laquelle on souhaite la placer et de s'assurer de son maintien. Un poids, placé diamétralement à l'opposé de la fixation de la potence, complète le maintien. De plus, un trépied est utilisé pour soutenir les câbles du détonateur pour éviter que ceux-ci ne fassent basculer la charge vers le haut, ce qui perturberait la sphéricité de l'onde de souffle générée.

### IV.3.3. Caractérisation de la sollicitation

Le dimensionnement de l'ETMI a été réalisé en utilisant l'outil CONWEP, qui est basé sur des abaques pour plusieurs gammes de distances réduites (voir Chapitre 2). Cependant, les données de ces abaques manquent de précision dans le cadre d'explosions en champ proche

ou au contact, notamment à cause de la présence de la boule de feu [61][62][63][64]. La définition de champ proche varie d'un auteur à l'autre dans la littérature. L'American Society of Civil Engineer (A.S.C.E) a défini le champ proche en tant qu'ensemble des distances réduites inférieures ou égales à  $1.18 \text{ m/kg}^{1/3}$  [65]. Dans notre cas d'étude, la distance réduite vaut  $0.81 \text{ m/kg}^{1/3}$ , ce qui nous place dans leur définition du champ proche. Il est donc nécessaire de caractériser la sollicitation de façon expérimentale afin de pouvoir faire évoluer le modèle numérique, dont les limites ont été précédemment soulevées.

### IV.3.3.1. Mesures de pression

#### IV.3.3.1.1. Montages

Afin de remplacer les valeurs de pression de CONWEP utilisée comme chargement numérique, il a été décidé de mesurer les pressions à la surface de l'ETMI lors du souffle. Les capteurs de pression ne sont généralement pas utilisés sur une cible située en champ proche car la violence de l'explosion risquerait de les détruire ou de rendre la mesure impossible [66], cependant la masse d'explosif utilisée ici ne risque pas de générer une pression suffisante pour détruire les capteurs. La charge utilisée étant sphérique, l'onde de choc générée l'est également et la sollicitation mesurée varie donc à la fois spatialement (l'intensité étant plus importante à la normale entre la cible et la charge) et temporellement (le temps d'arrivée étant plus court à la normale entre la cible et la charge) (voir Figure 85). Ces disparités spatiales et temporelles nous conduisent à utiliser plusieurs capteurs de pression à des emplacements différents afin de disposer d'informations sur ces disparités.

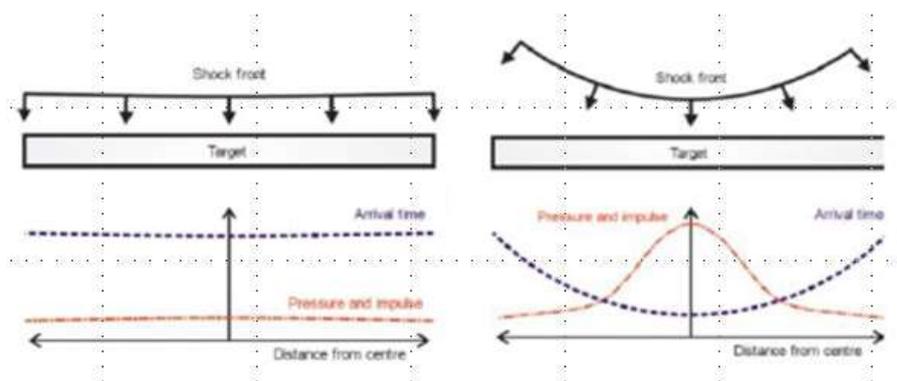


Figure 85 – Différence de sollicitations entre une onde de choc en champ lointain (à gauche) et en champ proche (à droite) [67].

Etant donné qu'il est impossible d'insérer des capteurs de pression dans l'ETMI sans endommager grandement celui-ci, un essai est réalisé sur une plaque en acier rigide de 8 mm d'épaisseur garnie en son sein de capteurs de pression. Pour pouvoir obtenir la pression vue par l'ETMI, cette plaque a été mise à la place de l'ETMI dans le montage expérimental et la même charge explosive **m** que celle des essais sur ETMI est utilisée. Trois capteurs de pression sont placés aux positions équivalentes des points de mesures de l'ETMI (centre, bord de cadre, bord de lisse) et deux capteurs de pression ont été placés au niveau des lignes de ressorts (un capteur au milieu de la rangée longitudinale, l'autre au milieu de la rangée transverse) pour mesurer les niveaux de pression s'écoulant sur les bords de l'ETMI (voir Figure 86). Les capteurs de pression sont logés dans des douilles en plomb servant à amortir les vibrations parasites pouvant perturber la mesure de pression. Pour des raisons d'encombrement, les capteurs de pression situés au niveau des ressorts n'ont pas pu être logés dans des douilles et les signaux mesurés sont par conséquent plus bruités. Les distances entre chaque capteur et la charge ainsi que l'angle entre la normale au capteur et la position de l'explosif sont résumés dans le Tableau 11.

Comme dit précédemment, il s'agit ici d'un essai en champ proche où la boule de feu générée par l'explosif vient toucher les capteurs. La violence des réactions ayant lieu (air ionisé, niveau de pression intense, turbulence des produits de détonation ...) entraîne des mesures bruitées et/ou tronquées, mais qui restent exploitables.

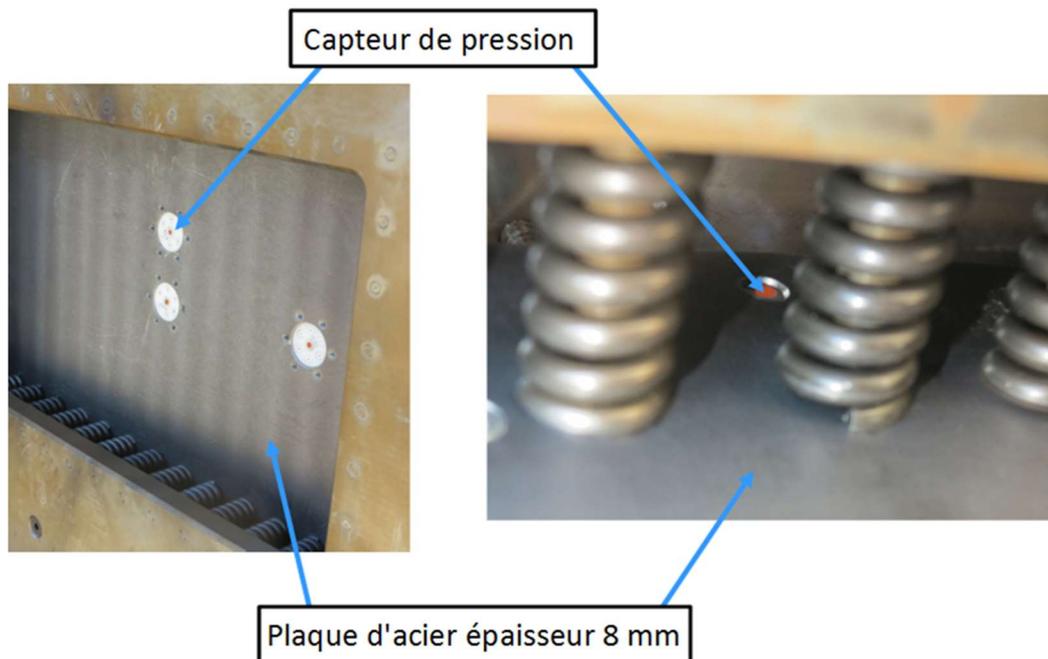


Figure 86 - Positionnement des capteurs de pression sur la plaque en acier rigide (gauche) et d'un des deux capteurs de pression incidente au niveau des ressorts (droite).

Tableau 11 - Distance et angle pour chaque capteur sur la plaque.

Capteur	Distance par rapport à la charge	Angle théorique entre la normale et l'explosif
Centre (pression réfléchie)	D	0°
Bord de lisse (pression réfléchie)	D + 9.5 mm	14.2°
Bord de cadre (pression réfléchie)	D + 60.5 mm	33.7°
Ressorts transverses (pression incidente)	D + 78 mm	37.5°
Ressorts longitudinaux (pression incidente)	D + 180.2 mm	51.3°

Afin de s'assurer de la validité des premières mesures de pression, des mesures de pression supplémentaires ont été réalisées en plaçant les capteurs sur des pieds à une distance plus importante de la charge que précédemment afin d'éviter d'être en champ proche. Cette distance plus élevée permet à l'onde de choc d'arriver sur les capteurs avant la boule de feu et ainsi de fournir une mesure non-perturbée. Ces mesures permettent de venir recalibrer les modèles numériques sur des valeurs sûres, mais présentent le désavantage de ne pas être les grandeurs vues directement par la cible ce sont les mesures des capteurs sur plaque.

Des mesures de pression de l'onde incidente ont été réalisées à deux distances différentes afin de pouvoir vérifier la décroissance du niveau de pression avec la distance. Deux capteurs ont été placés à chaque distance afin d'assurer une redondance la mesure. Une mesure de pression de l'onde réfléchie a également été réalisée. L'ensemble des capteurs se situe à la même hauteur que l'explosif par rapport au sol (1.1 m) (voir Figure 87). Les distances de chaque capteur par rapport à la charge se trouvent dans le Tableau 12.

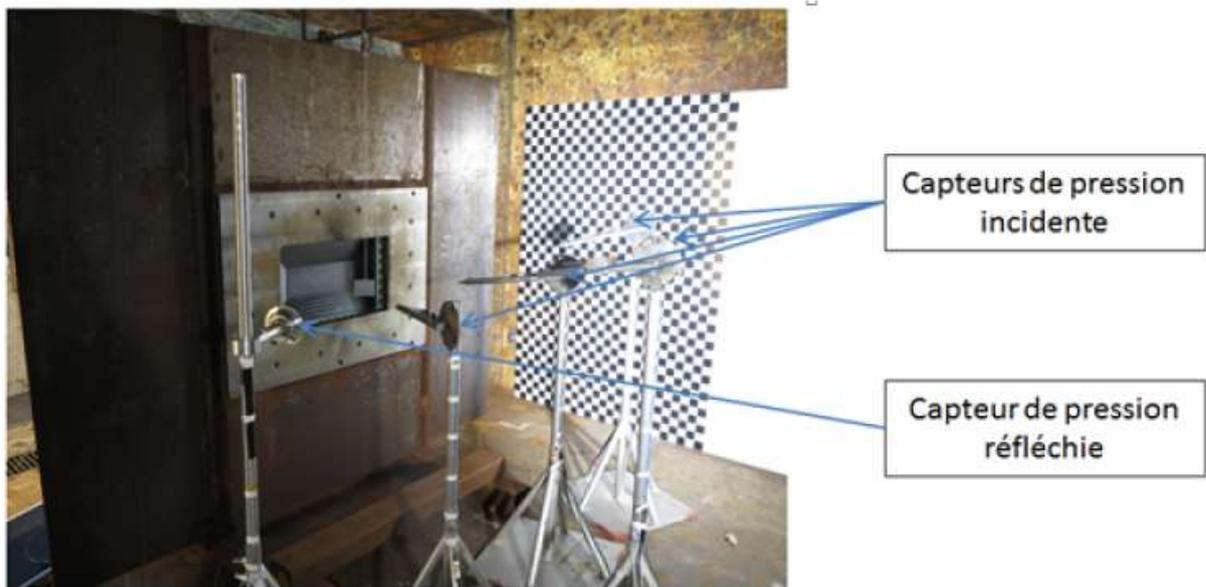


Figure 87 - Positionnement des capteurs sur pied.

**Tableau 12 - Distance par rapport à la charge pour chaque capteur sur pied.**

Capteur	Distance par rapport à la charge
Pression incidente 1	2D
Pression incidente 1'	2D – 0.5 cm
Pression incidente 2	3D + 14 cm
Pression incidente 2'	3D + 10.5 cm
Pression réfléchie	2D + 17.5 cm

#### IV.3.3.1.2. Résultats des mesures de pression

##### **Mesures sur plaque**

Les mesures de pression effectuées par les capteurs de pression réfléchie insérés dans la plaque en acier sont présentées sur la Figure 88. En raison de la proximité de la charge, la boule de feu générée a perturbé les capteurs, ce qui donne une mesure bruitée ainsi que des pics de surpression maximale tronqués. De plus, des réflexions ont lieu sur les bords du montage expérimental et viennent perturber le signal sur la zone où se trouvent les capteurs, ce qui pollue également la mesure. Dans le cas du capteur situé au centre (en rouge sur le graphique), le pic de surpression a été tronqué et n'est pas visible. Les temps d'arrivée sont néanmoins respectés, avec les capteurs les plus proches captant l'onde en premier, ici le centre en premier, puis la lisse et enfin le cadre. L'ensemble des caractéristiques des profils se trouve dans le Tableau 13. L'ensemble des résultats présenté est adimensionné pour des raisons de confidentialité, à la fois temporellement et en amplitude par des facteurs  $P_0$  et  $t_0$  arbitraires.

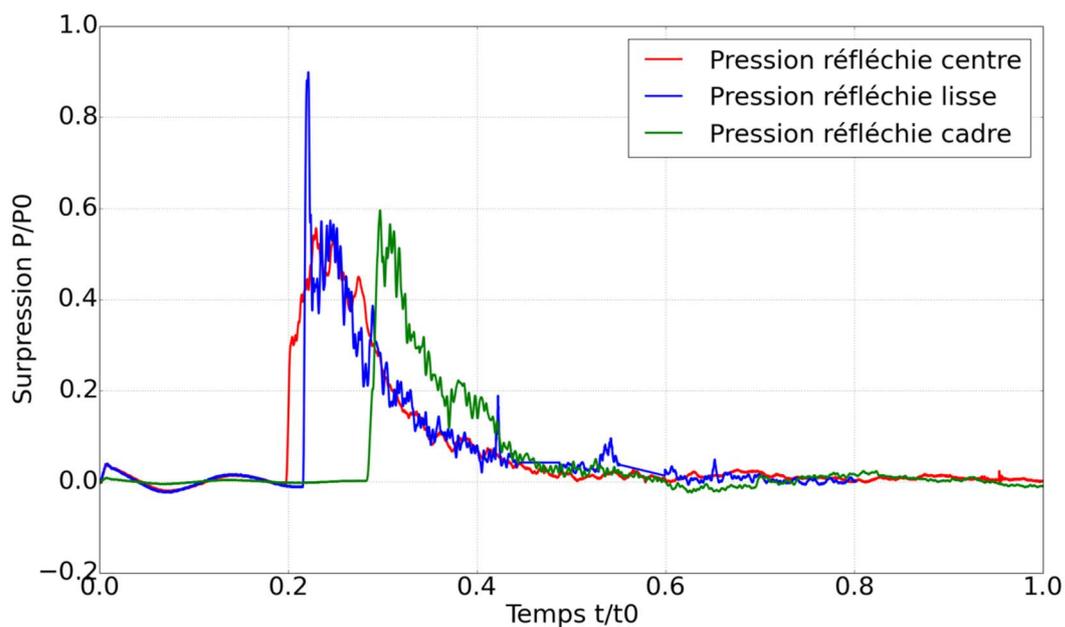


Figure 88 - Surpressions obtenues par les capteurs de pression dans la plaque en acier.

Tableau 13 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de pression réfléchie de la plaque en acier.

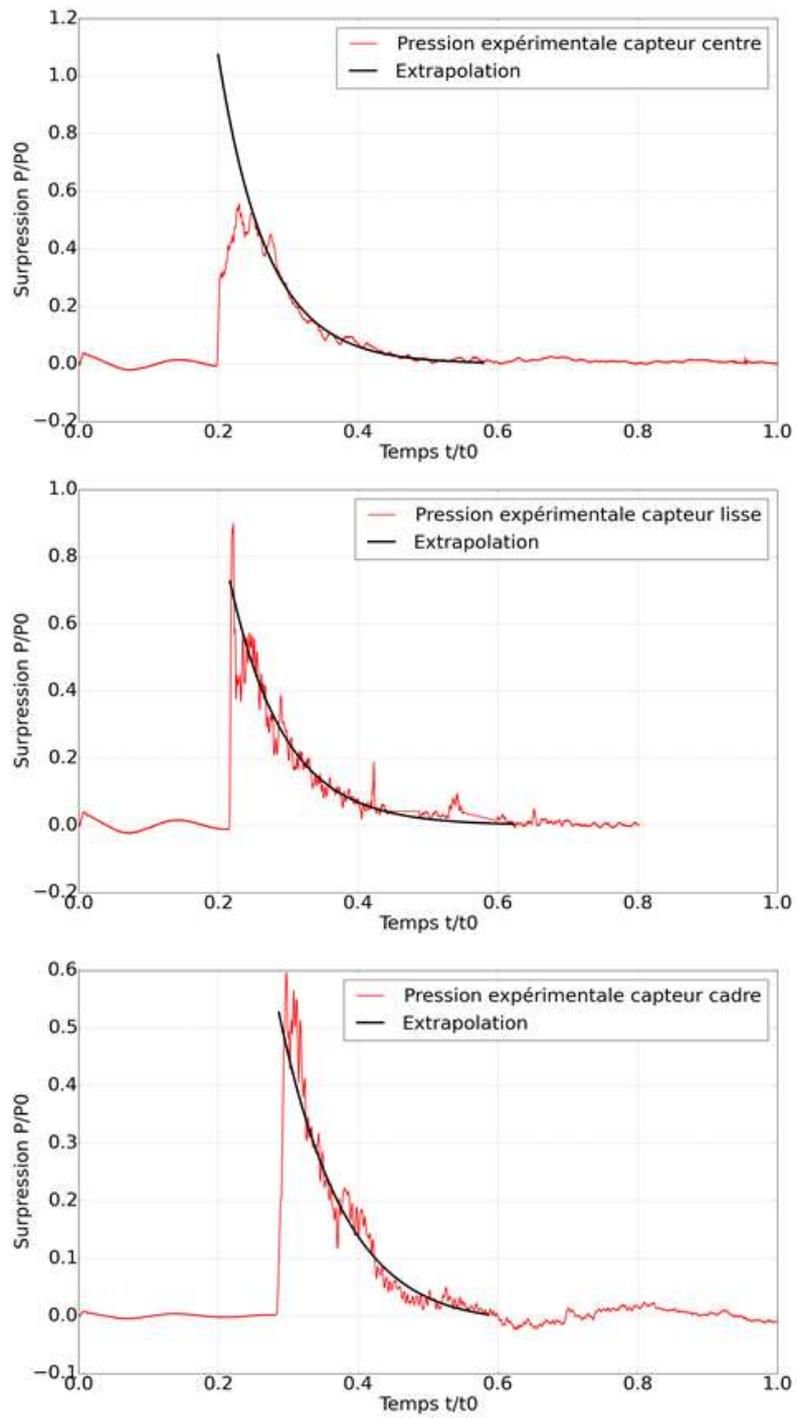
Capteurs	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Capteur de pression centre (rouge)	0.556	0.199	5.22 e-2
Capteur de pression bord de lisse (bleu)	0.899	0.216	5.32 e-2
Capteur de pression bord de cadre (vert)	0.596	0.284	4.28 e-2

Pour la courbe du point « centre », le pic est tronqué. Si l'amplitude du pic de surpression n'est pas bien mesurée, la partie décroissante de la courbe est néanmoins bien définie et on peut venir approximer la forme du pic à l'aide d'une fonction mathématique pour essayer de

retrouver la forme générale du profil de pression. Nous utilisons ici une équation de type Friedlander modifiée pour venir extrapoler nos courbes. L'équation est une exponentielle décroissante qui s'écrit sous la forme (Eq. 8) :

$$P(t) = P_0 + P_S^+ \left(1 - \frac{t}{T^+}\right) e^{-\frac{b t}{T^+}} \quad \text{Eq. 8}$$

Avec  $P_S^+$  la surpression maximale,  $T^+$  la durée de la phase positive et  $b$  le coefficient de décroissance.



**Figure 89 - Extrapolation des surpressions réfléchies par une équation de Friedlander modifiée pour le centre (en haut), la lisse (milieu) et le cadre (en bas).**

Cette extrapolation permet d'estimer l'amplitude de surpression adimensionnée pour le capteur au centre qui est de 1.11, et qui n'a pas pu être mesurée de par la saturation du capteur.

Les mesures obtenues par les capteurs insérés au niveau des rangées de ressorts sont présentées sur la Figure 90. Elles sont plus bruitées que celles des capteurs situés au centre. Ce bruit peut être attribué à plusieurs phénomènes : les capteurs ne sont pas logés dans des douilles et subissent alors plus de vibrations. De plus, des réflexions d'onde dans la plaque et dans l'air peuvent également venir polluer la mesure. Les amplitudes de surpression maximales sont néanmoins proches de ce qui est attendu et les temps d'arrivée sont respectés. L'ensemble des caractéristiques des profils se trouve dans le Tableau 14. Les mesures étant très bruitées, l'impulsion n'est pas mesurée.

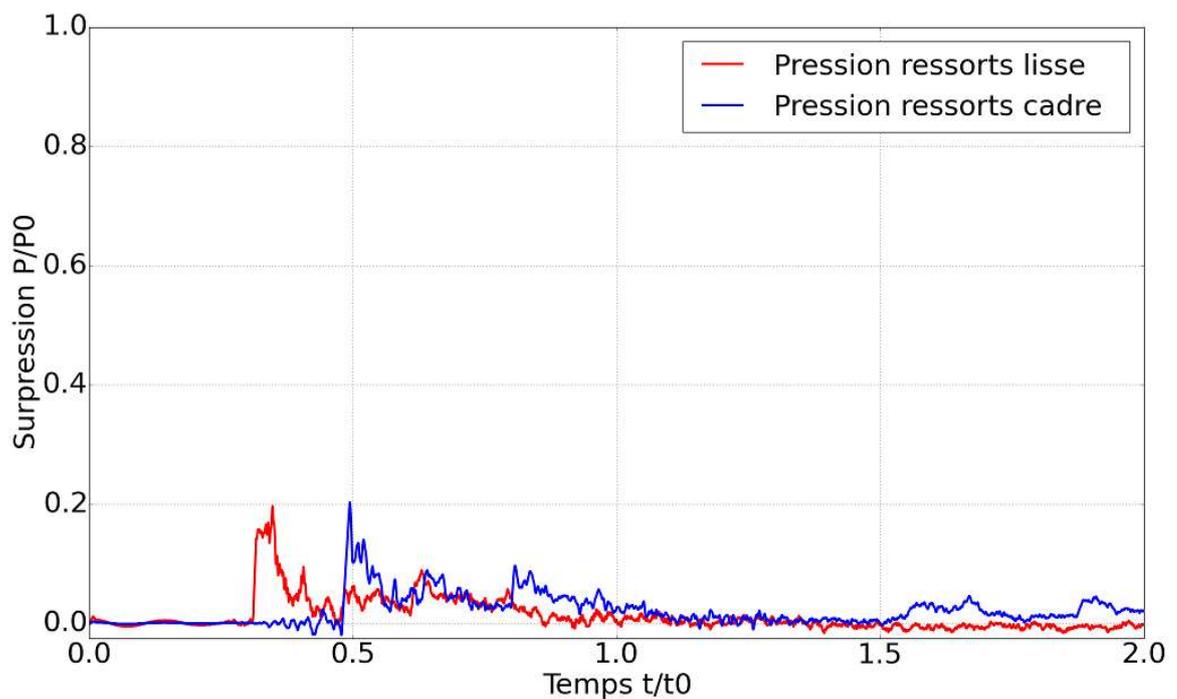


Figure 90 - Surpression obtenue par les capteurs de pression au niveau des ressorts dans la plaque en acier.

**Tableau 14 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de la plaque en acier au niveau des ressorts.**

Capteurs	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Capteur de pression ressorts côté cadre (bleu)	0.203	0.48	Non calculée
Capteur de pression ressorts côté lisse (rouge)	0.196	0.31	Non calculée

### **Mesures sur pied**

Les mesures des capteurs de pression de l'onde incidente sur pied sont présentées sur la Figure 91 et la Figure 92. La mesure du capteur situé à  $2D - 1.5$  cm (en bleu sur la Figure 91) n'a pas bien fonctionné et ne montre pas de pic de surpression initiale. Les autres mesures de l'onde de pression incidente sont exploitables, avec des pics de surpression bien définis. La mesure du capteur de pression de l'onde réfléchie est présentée sur la Figure 93 et est moins bruitée que les mesures sur plaque. Dans tous les cas un pic secondaire apparaît. Il est dû à l'onde de choc réfléchie sur le montage de l'ETMI. Il n'a donc aucun rôle dans la caractérisation de la sollicitation et n'est pas pris en compte pour le calcul de l'impulsion. L'amplitude de la surpression mesurée est proche de ce qui était attendu et les temps d'arrivée sont respectés. L'ensemble des caractéristiques des profils se trouve dans le Tableau 15. Dans l'ensemble, ces mesures s'avèrent beaucoup moins bruitées que celles obtenues lors de la campagne sur la plaque rigide (à l'exception du capteur situé à  $2D - 1.5$  cm), mais présentent l'inconvénient de ne pas nous indiquer les grandeurs appliquées au niveau de l'ETMI et peuvent uniquement servir de base de comparaison pour valider le modèle de l'effet de souffle généré par l'explosif en champ libre.

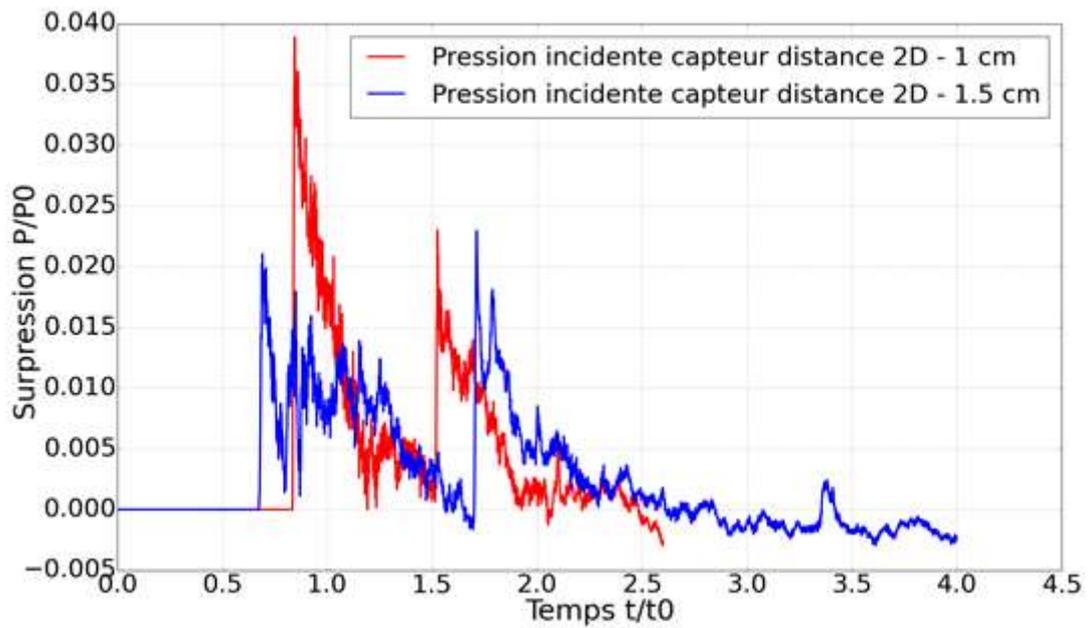


Figure 91 - Surpression obtenue par les capteurs de pression incidente sur pied les plus proches (2D - 1 cm et 2D - 1.5 cm).

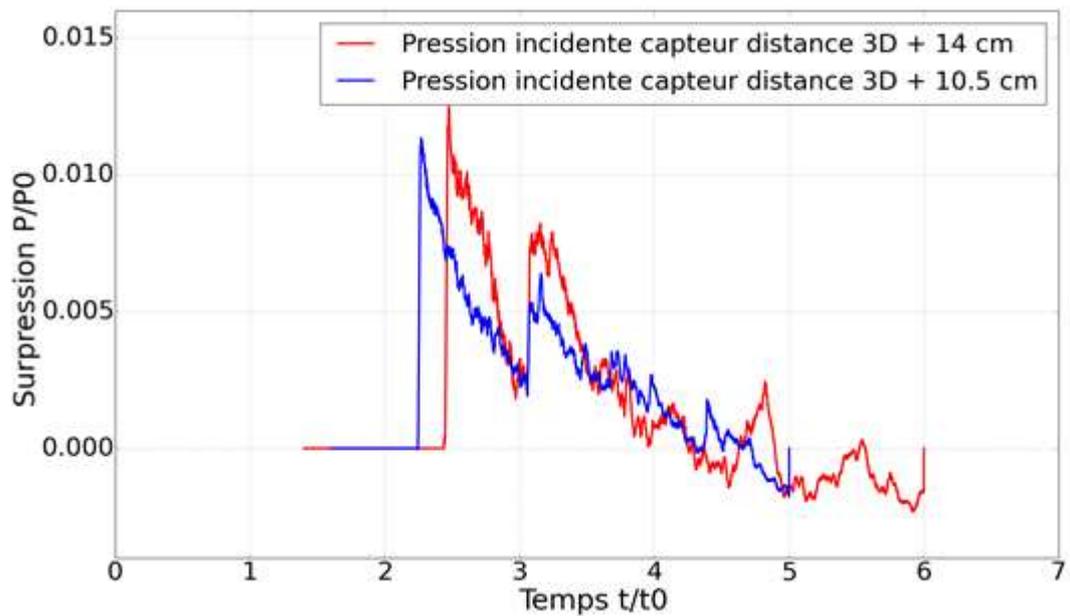


Figure 92 - Surpression obtenue par les capteurs de pression incidente sur pied (3D +14 cm et 3D +10.5 cm).

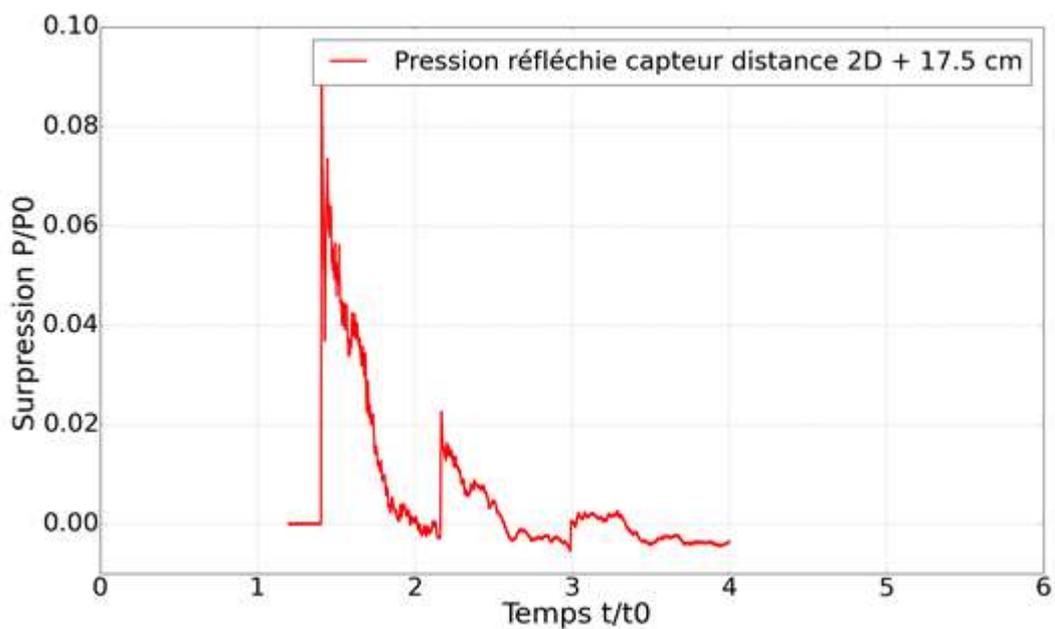


Figure 93 - Surpression obtenue par le capteur de pression réfléchi sur pied (2D + 17.5 cm).

Tableau 15 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de pression sur pied.

Capteur	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Pression incidente 2D – 1 cm	0.0388	0.838	7.24 e-3
Pression incidente 2D - 1.5 cm	0.0210	0.670	7.20 e-3
Pression incidente 3D + 14 cm	0.0124	2.440	3.94 e-3
Pression incidente 3D + 10.5 cm	0.0113	2.243	4.54 e-3
Pression réfléchi 2D + 17.5 cm	0.0921	1.402	1.58 e-2

### IV.3.3.2. Mesures par caméra de profil

La caméra rapide de profil installée lors d'un des tirs nous permet d'obtenir des informations sur la boule de feu au cours de l'essai. On peut observer qu'elle vient bien s'écraser contre l'ETMI, ce qui corrobore l'hypothèse qu'elle viendrait perturber les capteurs placés sur la plaque métallique. On peut la voir venir englober le bâti sur la Figure 94 . Après environ 10 ms, les suies et fumées générées par l'explosion rendent l'exploitation des images impossible.



Figure 94 - Vue de la boule de feu par la caméra de profil à  $t = 0.6$  ms (à droite).

En plus de ces informations sur la boule de feu, la caméra de profil permet également d'obtenir des informations sur l'onde de choc car le damier en arrière-plan permet de déterminer sa vitesse. On peut observer les différentes réflexions qui ont lieu (sur le sol, sur le montage, ...). Cependant, la présence de la boule de feu rend l'onde de choc difficilement repérable sur ces images.

Un traitement d'image est réalisé afin de permettre de la repérer d'une image à l'autre et ainsi de suivre son évolution. Il se base sur la différence de gradients de niveaux de gris entre deux images successives. Les différentes étapes en sont les suivantes :

- **Ouverture des images n et n-1 :**

Les images de format tiff sont ouvertes et converties en niveaux de gris puis mises sous forme de matrice. Chaque case correspond à un niveau de gris en 8 bits.

- **Détection des contours :**

On applique le filtre de Sobel qui est un filtre du second degré et qui repère les transitions de luminance correspondant à la limite entre un objet et le fond de l'image. Il va quantifier les transitions des contours de 0 à 255 (quantification sur 8 bits).

- **Segmentation :**

La segmentation est réalisée à un faible niveau de gris qui est de 3. Cela nous permet de convertir l'image en valeurs binaires et de garder tous les contours ressortis lors de l'étape précédente.

- **Soustraction des deux images :**

Après avoir appliqué les étapes précédentes aux deux images, on réalise une soustraction de ces 2 images traitées. Ainsi transforme-t-on tous les pixels en 0 sauf les pixels qui sont en 1 pour l'image n et 0 pour l'image n-1. Cela permet de mettre en évidence le choc et la boule de feu, éléments différents pour les deux images.

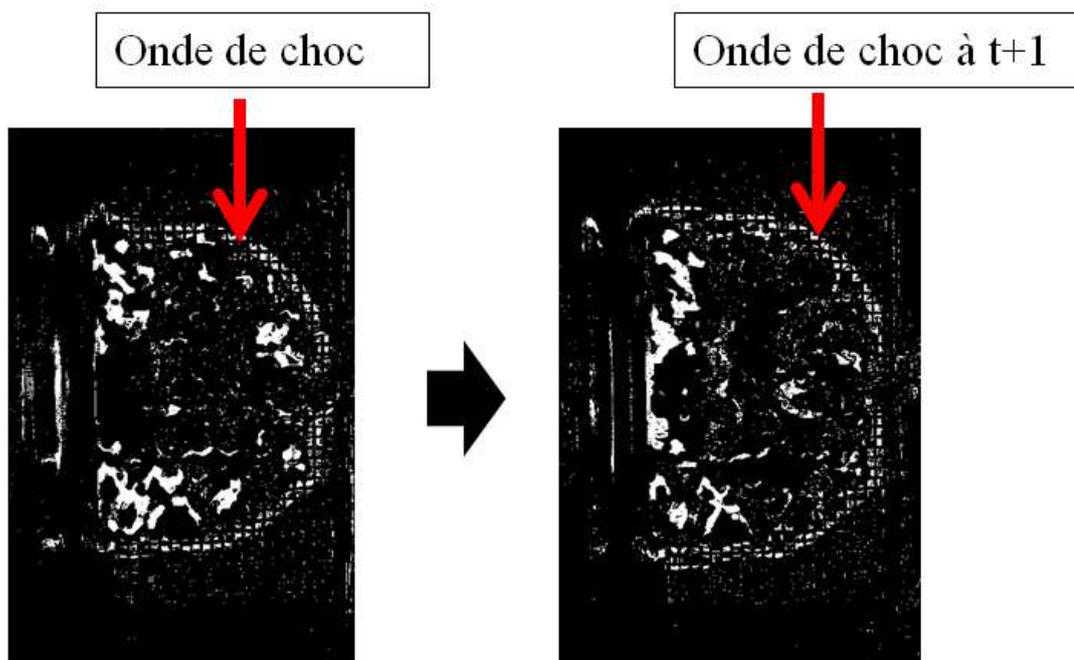


Figure 95 - Evolution de l'onde de choc sur les images traitées de la caméra de profil entre  $t = 900 \mu\text{s}$  (à gauche) et  $t = 950 \mu\text{s}$  (à droite).

Ce traitement d'images nous permet d'évaluer la vitesse de l'onde de choc sur les images où elle est détectable, ce qui dans notre cas est entre  $t = 300 \mu\text{s}$  et  $t = 1050 \mu\text{s}$ . Sa vitesse évolue entre environ  $550 \text{ m.s}^{-1}$  à  $t = 300 \mu\text{s}$  et environ  $250 \text{ m.s}^{-1}$  à  $t = 1050 \mu\text{s}$ . Ces vitesses permettent de recalculer le modèle de détonation présenté dans le chapitre suivant.

## IV.3.4. Essais de souffle sur ETMI

### IV.3.4.1. Mesures ponctuelles de déplacement

Les interféromètres (IDF) placés sur le montage de l'ETMI nous permettent d'obtenir les vitesses de certains points au cours du temps et à partir de là d'accéder aux déplacements. Ils sont placés sur la face arrière de l'évalateur ne faisant pas face au souffle. Ils sont placés pour obtenir des informations sur les endroits où la corrélation d'images ne fonctionne pas, à savoir les bords de la zone d'intérêt et la zone épaisse. Leurs emplacements sont indiqués sur la Figure 96 et les distances de chaque IDF par rapport au centre de la zone d'intérêt sont indiquées dans le Tableau 16.

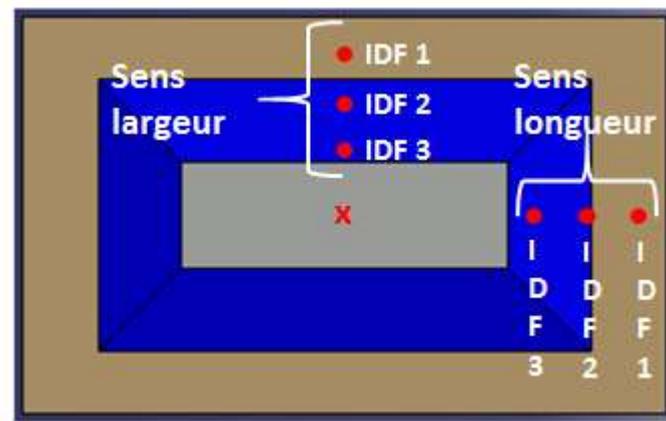


Figure 96 - Positionnement des IDF relativement à la face de l'évalateur faisant face au souffle, le centre de la zone d'intérêt étant indiqué par la croix rouge.

**Tableau 16 - Distance des IDFs par rapport au centre de la zone d'intérêt.**

	Sens largeur			Sens longueur		
	IDF 1	IDF 2	IDF 3	IDF 1	IDF 2	IDF 3
Distance par rapport au centre (mm)	230	145	85	380	290	220

Les valeurs des courbes de vitesse extraites de l'outil de post-traitement VaHiné sont présentées sur la Figure 97 pour l'évaluateur en composite et sur la Figure 98 pour l'évaluateur en aluminium. Chaque mesure se termine à un instant différent. En effet, passé un certain moment, le signal réfléchi n'est plus suffisamment important pour permettre d'extraire la valeur de la vitesse, et on arrête alors la mesure. Si ces courbes peuvent nous donner une idée des vitesses maximales atteintes sur l'ETMI, elles nécessitent un traitement pour pouvoir être comparées aux résultats de la corrélation d'images ou de simulations numériques. On note cependant que les vitesses sont plus importantes pour l'évaluateur en composite (plus de 30 m.s<sup>-1</sup> en valeur absolue au maximum contre 13 m.s<sup>-1</sup>), celui-ci étant deux fois plus léger que celui en aluminium, sa vitesse est plus importante pour le même chargement dynamique.

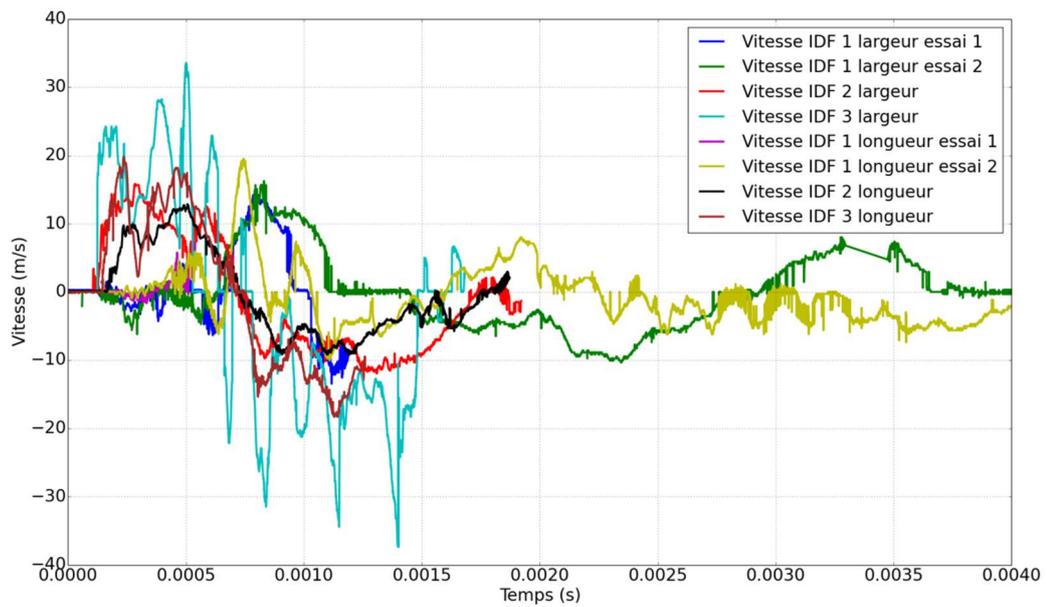


Figure 97 - Vitesses ponctuelles mesurées par les IDFs pour les évaluateurs en composite.

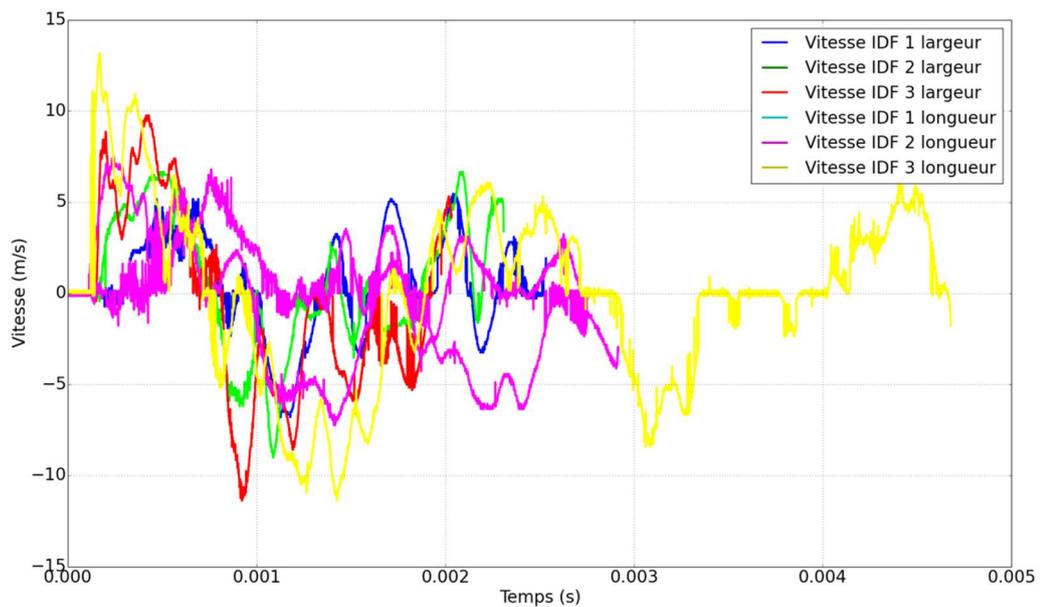


Figure 98 - Vitesses ponctuelles mesurées par les IDFs pour l'évaluateur en aluminium.

Ces vitesses sont donc intégrées temporellement pour pouvoir obtenir les valeurs de déplacement au cours du temps. Les valeurs des déplacements pour l'évaluateur en composite sont présentées sur la Figure 99 et la Figure 100.

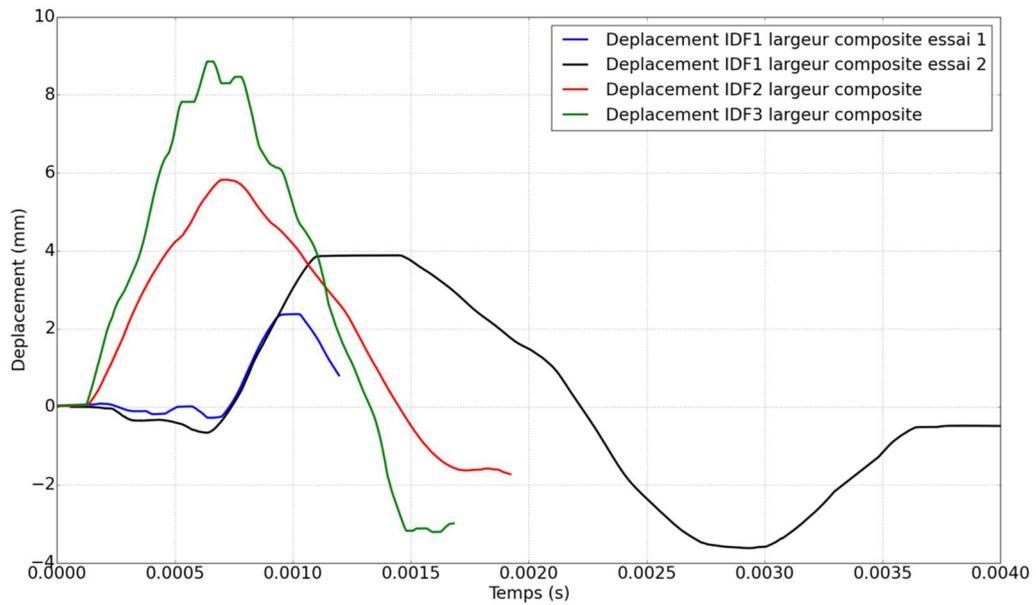


Figure 99 - Déplacements obtenus par IDFs dans le sens de la largeur pour les évaluateurs en composite.

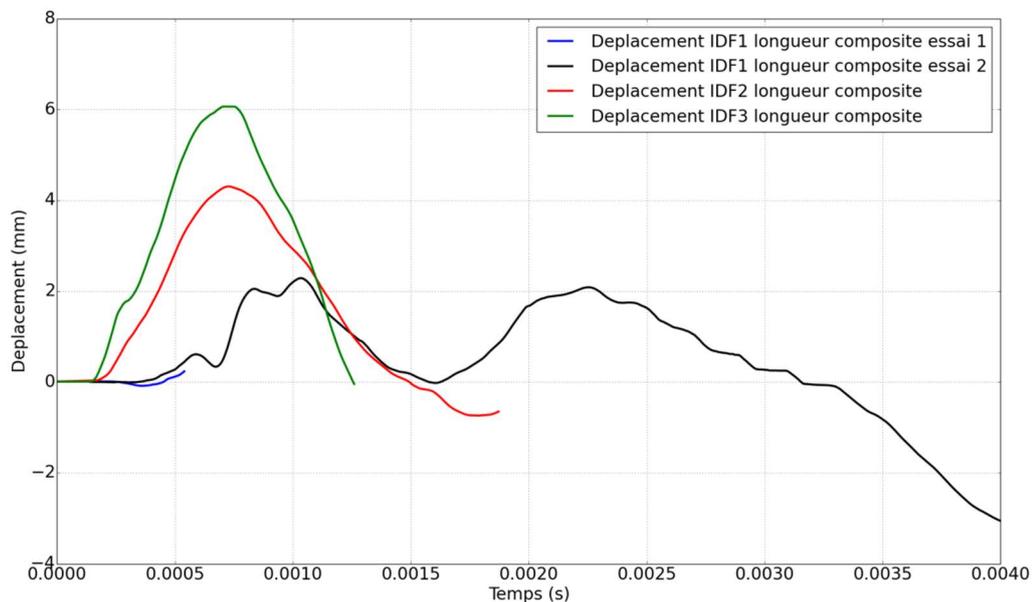


Figure 100 - Déplacements obtenus par IDFs dans le sens de la longueur pour les évaluateurs en composite.

Les valeurs sont dans les ordres de grandeur de ce qui était attendu grâce au modèle de dimensionnement, à savoir un déplacement de l'ordre de quelques mm au niveau de la zone externe. Plus on est proche du centre, plus le déplacement est important. La raideur apportée

par le cadre étant plus élevée que celle apportée par la lisse, les déplacements enregistrés dans le sens de la largeur sont logiquement plus importants. La réponse de la structure est également cohérente d'un point de vue chronologique ; les IDFs les plus éloignés du centre (numérotés 1) enregistrant la réponse la plus tardive. On note que la mesure de l'IDF 1 de l'essai 1 dans le sens de la longueur a été coupée très tôt après le début de la mise en mouvement du point mesuré et fournit donc peu d'informations.

Les valeurs pour l'évaluateur en aluminium sont présentées sur la Figure 101 et la Figure 102. Les vitesses étant plus faibles que celles de l'évaluateur en composite, les déplacements le sont également. Cependant, les formes des signaux sont très similaires. Les mesures effectuées sur l'aluminium ont globalement duré plus longtemps que celles sur le composite : il est possible que l'aluminium de l'ETMI ait mieux réfléchi le signal que le scotch aluminisé collé sur le composite, ou que des amplitudes de déplacement plus faibles ont conduit à une déviation plus faible du signal au cours de l'essai.

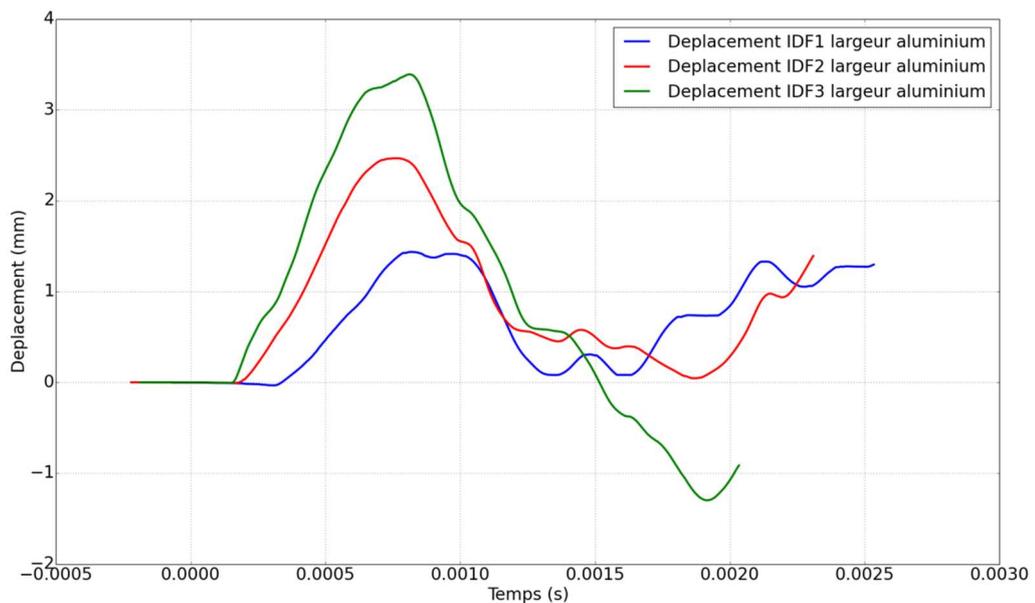
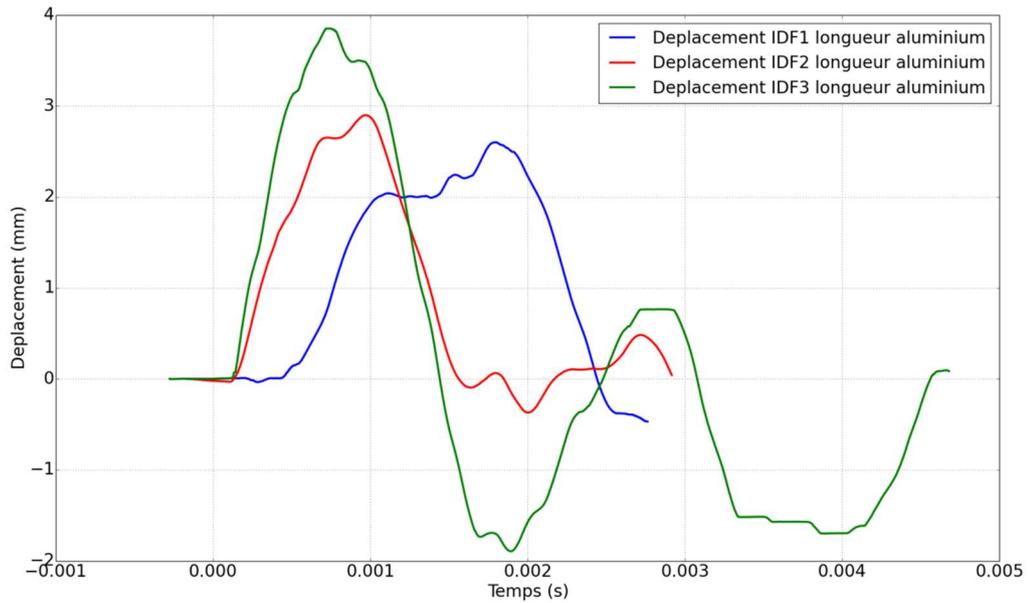
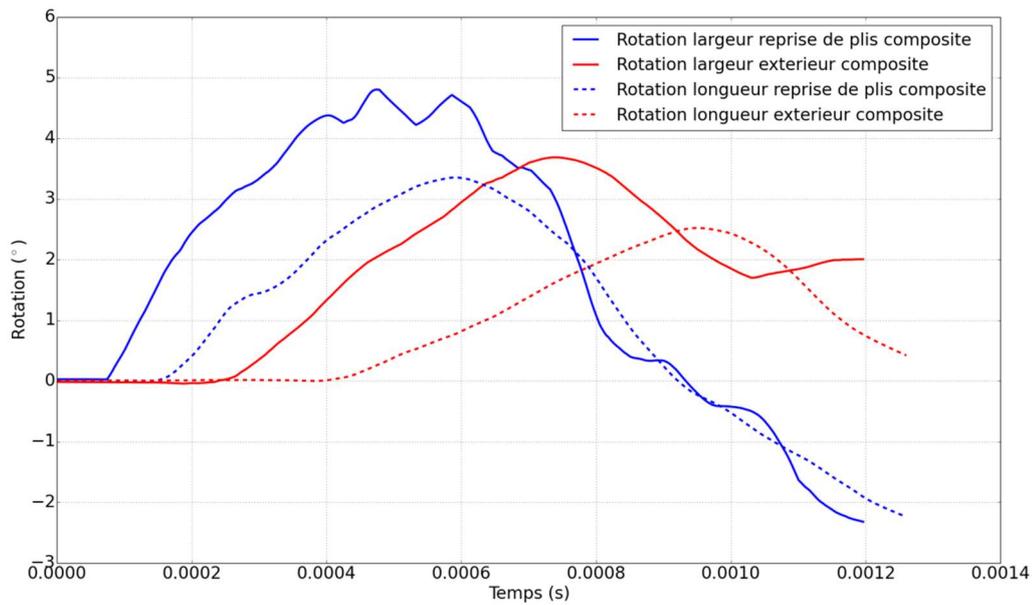


Figure 101 - Déplacement obtenus par IDFs dans le sens de la largeur pour l'évaluateur en aluminium.



**Figure 102 - Déplacement obtenus par IDFs dans le sens de la longueur pour l'évaluateur en aluminium.**

L'alignement des IDFs permet également de calculer les rotations d'ensemble de l'ETMI dans chacun des sens de l'alignement des IDFs en considérant qu'il s'agit de l'angle formé entre les différents points de mesure. L'angle entre les IDFs 1 et 2 permet ainsi de déterminer la rotation qui a lieu dans la zone extérieure, et l'angle entre les IDFs 2 et 3 la rotation qui a lieu dans la zone de reprise de plis. Ces rotations sont présentées sur la Figure 103 pour l'ETMI en composite. Les résultats sont cohérents par rapport à ce qui était attendu : comme pour les déplacements, la souplesse plus importante de la lisse conduit à des rotations dans la largeur plus importantes que dans la longueur.



**Figure 103 - Rotations des différentes zones au cours du temps dans les deux directions (longueur et largeur) de l'ETMI en composite.**

Les rotations pour l'ETMI en aluminium sont présentées sur la Figure 104. Les valeurs des rotations sont globalement inférieures à celles de l'ETMI en composite. Cela est dû au fait que le module de cisaillement de l'aluminium est plus grand que celui du composite (27 GPa contre environ 3 GPa). En dépit de ces amplitudes plus faibles, les formes des courbes sont globalement similaires sur les parties qui sont comparables (jusqu'à 1.2 ms).

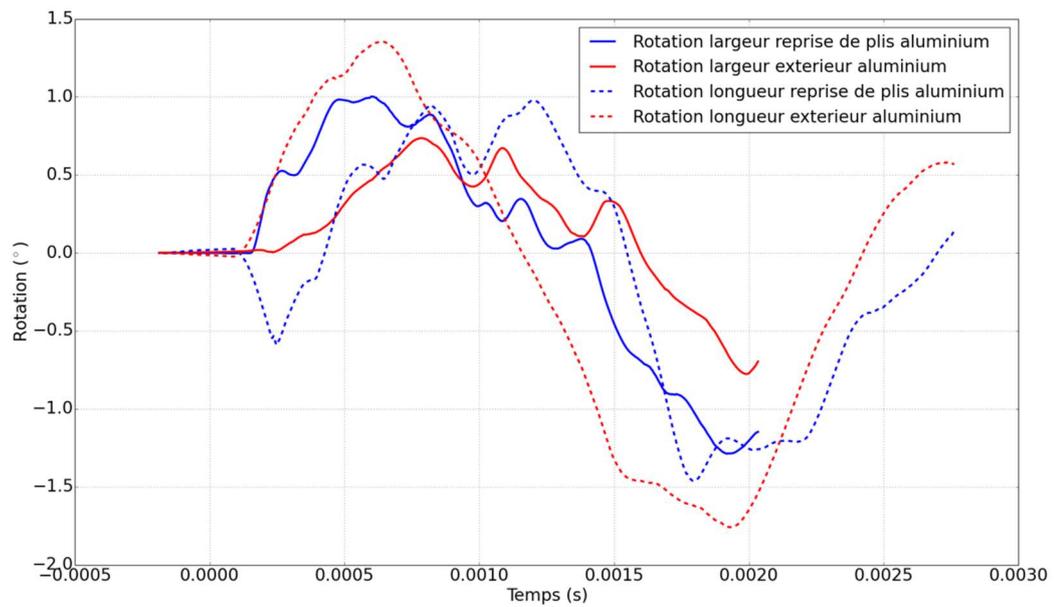


Figure 104 - Rotations des différentes zones au cours du temps dans les deux sens de l'ETMI en aluminium.

#### IV.3.4.2. Mesures de corrélation d'images

##### IV.3.4.2.1. Mesures de déplacement

La corrélation d'images nous fournit les champs de déplacements de l'évaluateur au cours du temps. La sollicitation étant dans le sens normal à la surface de l'ETMI, c'est le champ de déplacements hors-plan qui nous intéresse. Un exemple d'évolution de ce champ est visible à plusieurs instants sur la Figure 105.

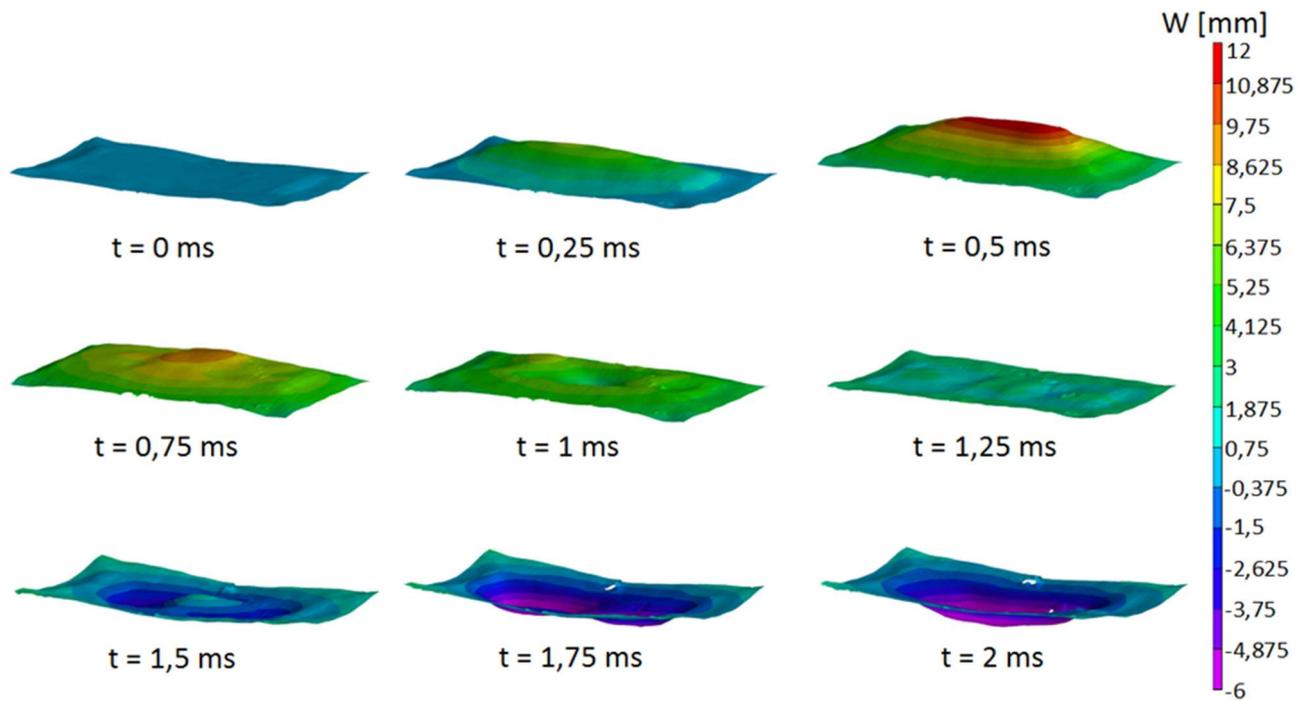


Figure 105 - Evolution du champ de déplacement hors-plan d'un ETMI en composite à différents instants.

Trois mesures de corrélation d'images ont été réalisées sur des évaluateurs en composite : une sur l'évaluateur réalisé en autoclave, deux autres sur ceux réalisés en étuve (voir chapitre fabrication). L'évolution du déplacement hors-plan des trois points d'étude de la zone d'intérêt pour ces évaluateurs est présentée sur les Figure 106, Figure 107 et Figure 108.

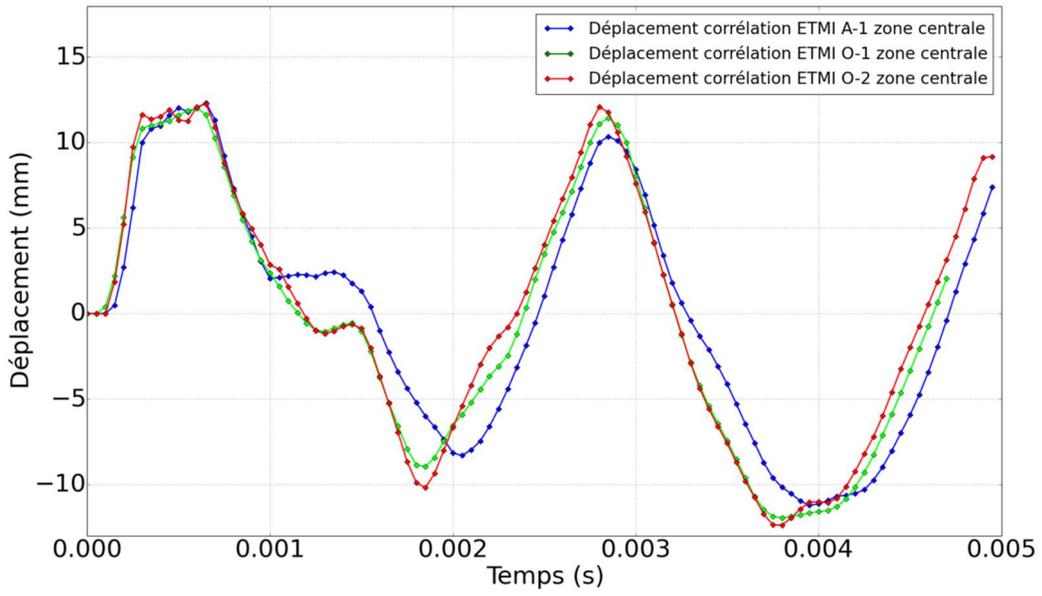


Figure 106 - Evolution du déplacement du point central au cours du temps pour les trois ETMIs en composite.

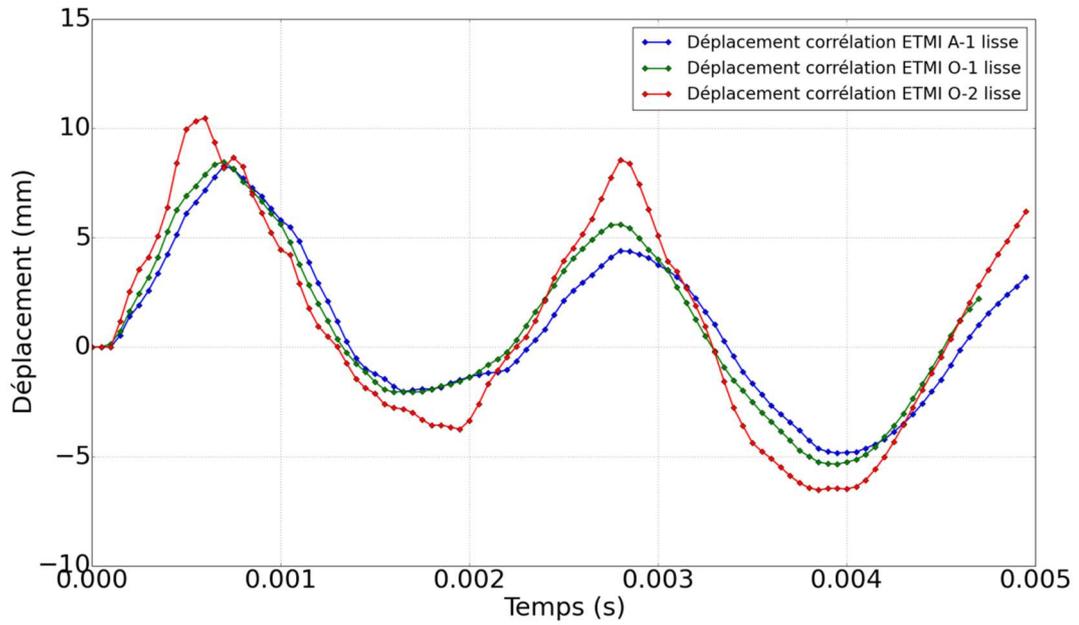


Figure 107 - Evolution du déplacement du point de la lisse au cours du temps pour les trois ETMIs en composite.

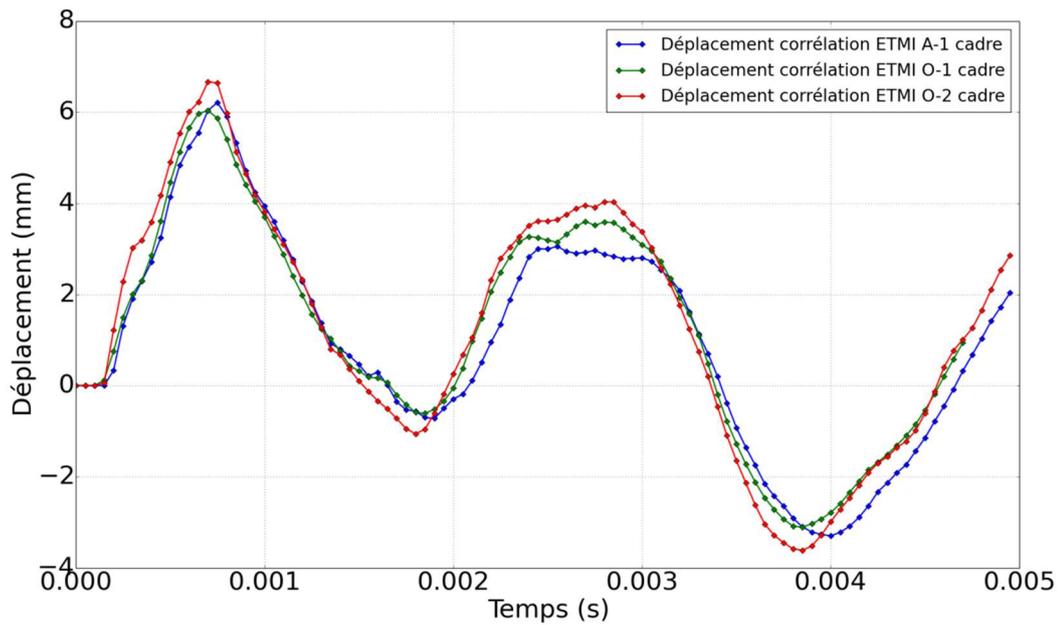


Figure 108 - Evolution du déplacement du point du cadre au cours du temps pour les trois ETMI en composite.

On note que les trois mesures sont extrêmement proches en dépit de matériaux et de procédés de fabrication différents, ce qui montre que le comportement au souffle de l'évaluateur ne dépend que très peu de ce type de paramètres. Les valeurs de déplacement rejoignent ce qui a été mesuré par les IDFs : le déplacement central est le plus important avec une amplitude maximale d'environ 12 mm, suivi par celui de la lisse avec 8 mm puis par celui du cadre avec 6 mm. Les fréquences de vibration de la plaque sont identiques aux trois points, soit environ 450 Hz.

Les résultats de la corrélation d'images sur la structure en aluminium sont présentés dans la Figure 109, la Figure 110 et la Figure 111. Comme précédemment avec les mesures par IDFs, les amplitudes de déplacement sont moins élevées (9 mm au maximum au centre, 4 mm à la lisse et 3 mm au cadre) pour l'aluminium en tout point, ce qui conforte l'importance de la masse de l'ETMI dans son rôle sur l'amplitude des déplacements. On note également un écart de déplacement plus faible entre le cadre et la lisse sur l'ETMI en aluminium. Ceci pourrait indiquer un endommagement au niveau de la lisse de l'ETMI en composite, dont le déplacement est plus élevé que le cadre, ce qui a été vérifié dans la partie mesure d'endommagement post-mortem.

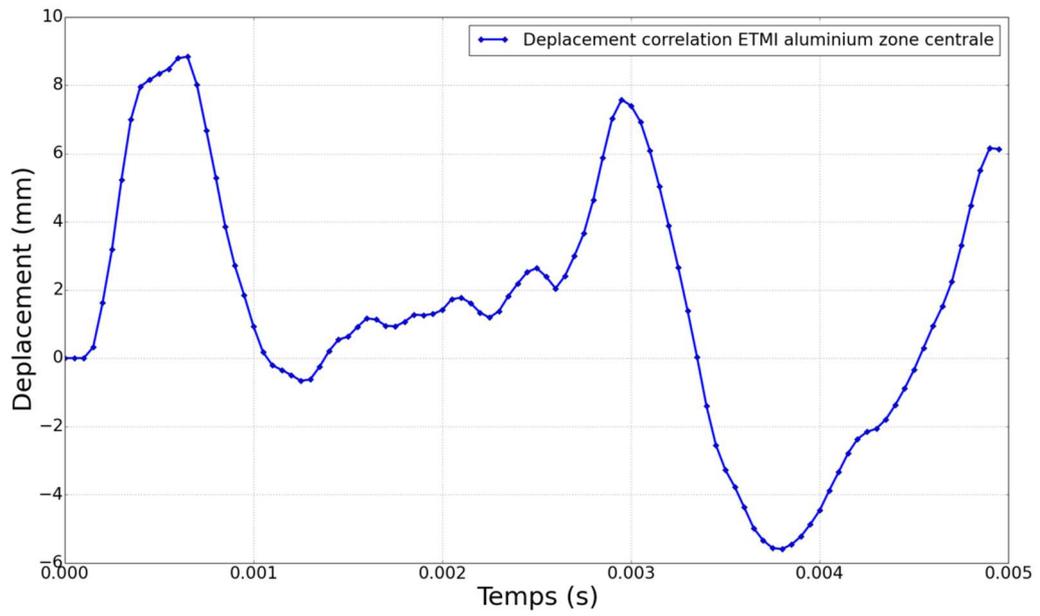


Figure 109 - Evolution du déplacement du point central au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.

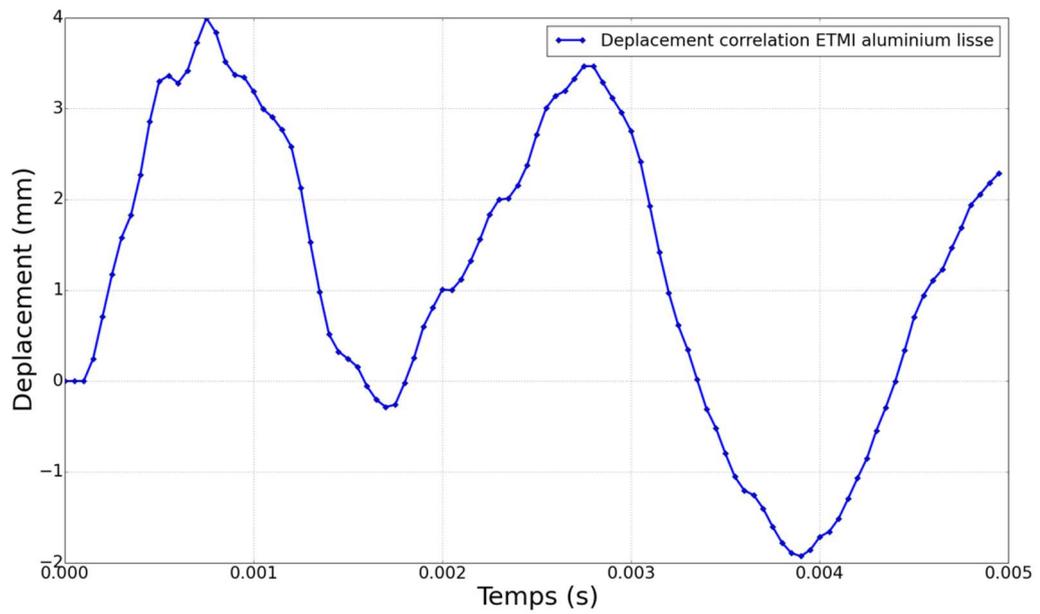


Figure 110 - Evolution du déplacement de la lisse au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.

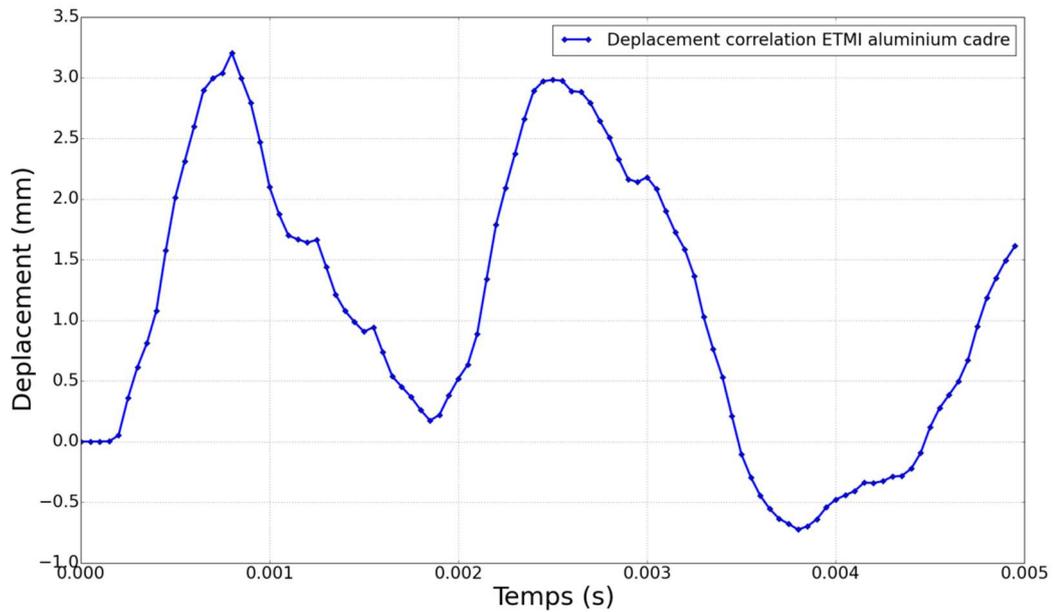


Figure 111 - Evolution du déplacement du cadre au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.

#### IV.3.4.2.2. Mesures de déformations

La sollicitation étant principalement hors-plan, il n'est pas possible de calculer les déformations locales directement avec le logiciel VIC-3D. En effet, le logiciel estime 40 % d'erreur dans les résultats. L'origine de ce problème tient dans la manière dont Vic-3D calcule les déformations dans le plan : Le logiciel ne prend en compte que les déplacements dans le plan (U et V) au moment de déterminer les champs de déformation. Ce logiciel est donc adapté pour le calcul de déformation dans un plan qui reste sensiblement parallèle à lui-même lors de la mesure, et est d'autant moins adapté qu'il y a des déplacements hors-plan qui entrent en jeu.

Les calculs de déformations sont donc post-traités en Python en utilisant les valeurs de déplacements U, V et W obtenues par corrélation d'images de chacun des points de coordonnées initiales (X, Y, Z) de la zone filmée par les caméras. Le principe de ces calculs consiste à calculer les déformations dans des directions qui sont dans le plan tangent local à la surface de la pièce au point de mesure. L'objectif étant d'améliorer la compréhension de ce que subit le matériau composite lors de l'essai de souffle, il est nécessaire de se ramener dans un plan local qui contienne la direction des fibres de carbone. Ces calculs sont faits

directement par comparaison des déplacements dans les trois directions de deux points voisins.

Ces résultats sont rassemblés sous forme de matrices indicées (i, j) où i représente la direction longitudinale et j la direction transverse. Les formules utilisées sont les suivantes (Eq. 9) :

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_x(i, j) &= \frac{dx(i, j) - dx_0(i, j)}{dx_0(i, j)} \\
 \varepsilon_y(i, j) &= \frac{dy(i, j) - dy_0(i, j)}{dy_0(i, j)} \\
 \varepsilon_{xy}(i, j) &= \frac{\gamma(i, j)}{2} = \frac{1}{2} \left( \frac{dy(i, j) - dy_0(i, j)}{dx(i, j)} + \frac{dx(i, j) - dx_0(i, j)}{dy(i, j)} \right)
 \end{aligned}
 \tag{Eq. 9}$$

Avec :

$$\begin{aligned}
 dx_0(i, j) &= \sqrt{[X_{(i,j+1)} - X_{(i,j)}]^2 + [Y_{(i,j+1)} - Y_{(i,j)}]^2 + [Z_{(i,j+1)} - Z_{(i,j)}]^2} \\
 dy_0(i, j) &= \sqrt{[X_{(i+1,j)} - X_{(i,j)}]^2 + [Y_{(i+1,j)} - Y_{(i,j)}]^2 + [Z_{(i+1,j)} - Z_{(i,j)}]^2} \\
 dx(i, j) & \\
 &= \sqrt{[(X_{(i,j+1)} + U_{(i,j+1)}) - (X_{(i,j)} + U_{(i,j)})]^2 + [(Y_{(i,j+1)} + V_{(i,j+1)}) - (Y_{(i,j)} + V_{(i,j)})]^2 + [(Z_{(i,j+1)} + W_{(i,j+1)}) - (Z_{(i,j)} + W_{(i,j)})]^2} \\
 dy(i, j) & \\
 &= \sqrt{[(X_{(i+1,j)} + U_{(i+1,j)}) - (X_{(i,j)} + U_{(i,j)})]^2 + [(Y_{(i+1,j)} + V_{(i+1,j)}) - (Y_{(i,j)} + V_{(i,j)})]^2 + [(Z_{(i+1,j)} + W_{(i+1,j)}) - (Z_{(i,j)} + W_{(i,j)})]^2}
 \end{aligned}$$

On peut observer les champs de déformation post-traités dans la Figure 112.

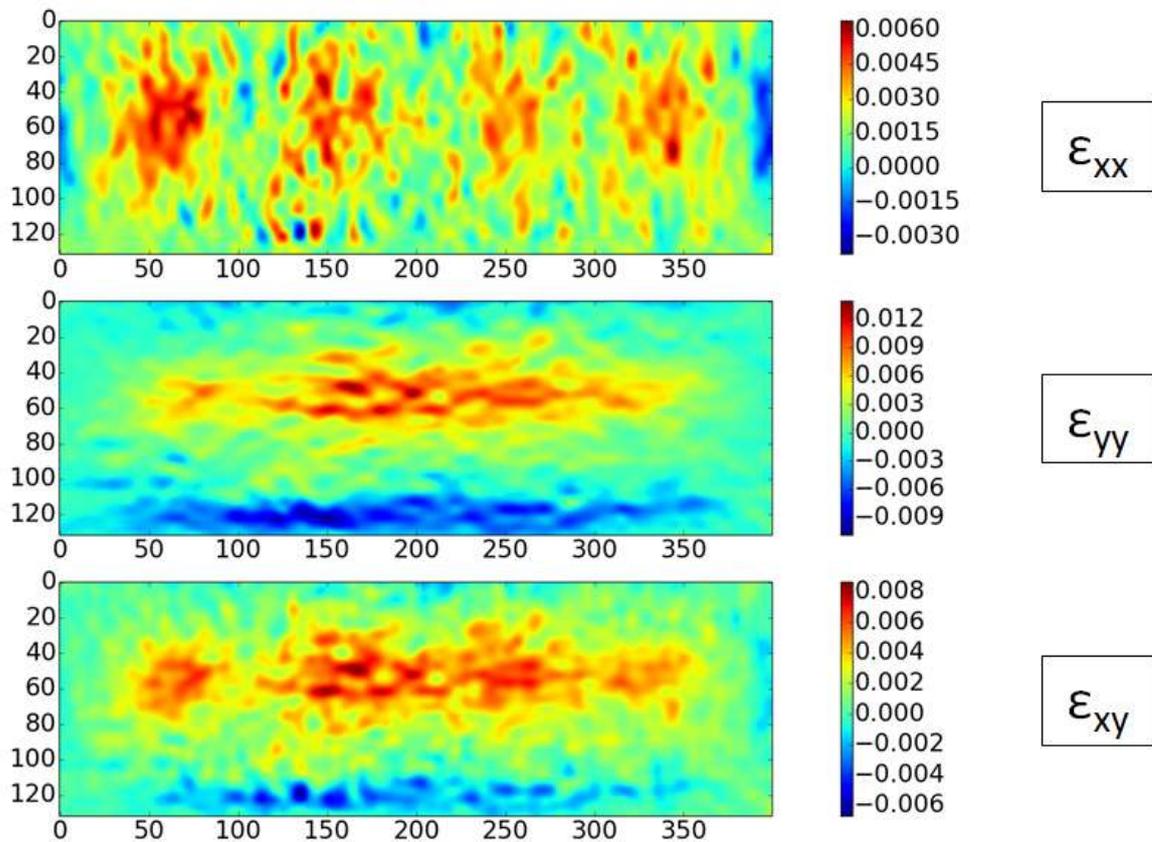


Figure 112 - Champs de déformation obtenus par post-traitement des déplacements de la stéré-corrélation d'images pour un exemple issu d'un ETMI en composite à  $t = 650 \mu s$ .

Il est à noter que, dans les résultats présentés, aucune fonction de lissage n'a été utilisée, contrairement aux habitudes des logiciels commerciaux tels que Vic-3D, ce qui explique le caractère bruité des résultats de la Figure 112.

Les déformations les plus importantes se situent au centre ainsi qu'au bord de la zone de reprise de plis de la lisse. On note que la déformation dans le sens transverse ( $yy$ ) est deux fois plus importante que dans le sens longitudinal ( $xx$ ), ce qui rejoint ce que l'on a vu précédemment sur la souplesse de la lisse par rapport à celle du cadre.

#### IV.3.4.3. Résultats fibre optique à réseau de Bragg

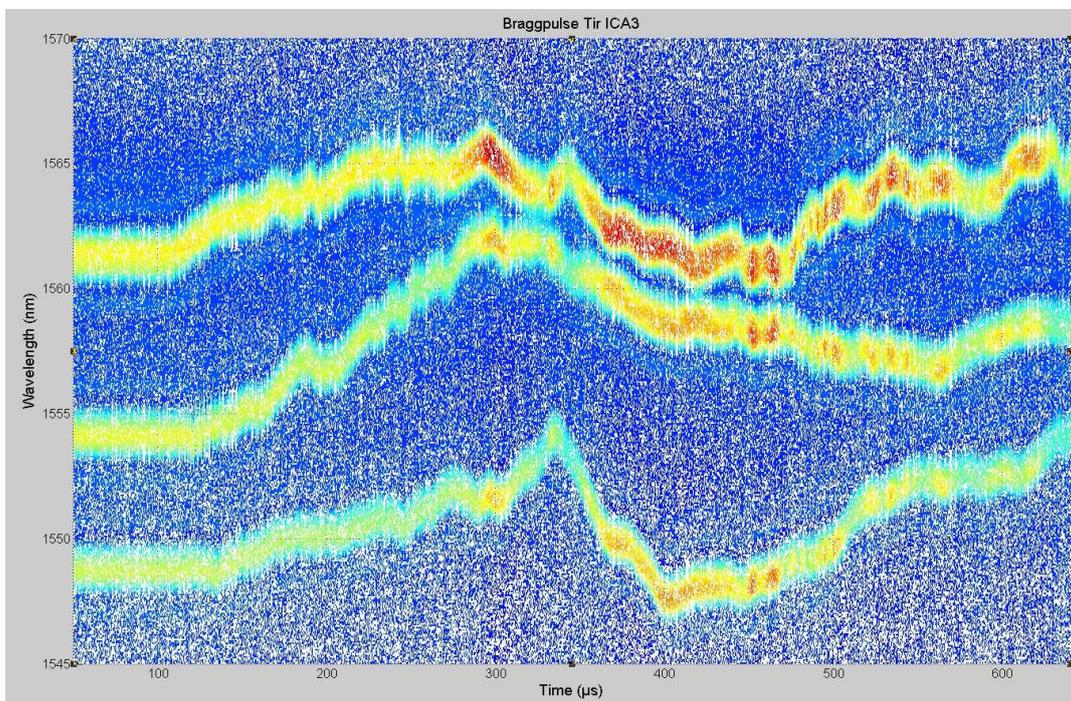
Comme présenté précédemment, le montage BraggPulse permet d'obtenir la longueur d'onde des trois réseaux de Bragg au cours du temps à très haute fréquence d'échantillonnage (100 MHz) (voir Figure 113). A partir de cela, on obtient le décalage en longueur d'onde par rapport à la longueur d'onde initiale, puis la déformation à l'aide des formules présentées

précédemment dans la partie instrumentation. Les déformations obtenues pour les évaluateurs O-1 et O-2 sont présentées sur la Figure 114, la Figure 115 et la Figure 116.

Les résultats ont été obtenus sur la durée maximale d'enregistrement possible d'un point de vue profondeur de mémoire, ici 650  $\mu\text{s}$ . On note que les mesures obtenues par les réseaux de la fibre 1 de l'évaluateur à deux fibres sont bruitées et présentent des trous ainsi que des changements de valeurs abrupts, ce qui rend cette mesure difficilement exploitable. De plus, le réseau 1 de la fibre 2 de l'ETMI O-1 a cassé lors de la fabrication et ne fournit donc pas de résultats.

Les résultats sont cohérents : d'un point de vue ordre de grandeur, le réseau 2 est le réseau le plus au centre et donc le réseau qui subit la sollicitation la plus intense, ce qui se retrouve au niveau de la déformation qui est la plus importante. Le pic de déformation à 300  $\mu\text{s}$  se retrouve dans les mesures de corrélation d'images et correspond également au temps du premier pic de déplacement.

Ces déformations étant celles d'un pli en profondeur à  $-45^\circ$ , elles sont différentes de celles obtenues par corrélation d'images qui sont celles du pli en surface, qui a de plus une orientation différente à  $45^\circ$ .



**Figure 113 - Evolution de la longueur d'onde au cours du temps des trois réseaux de Bragg lors de l'essai sur l'ETMI O-1.**

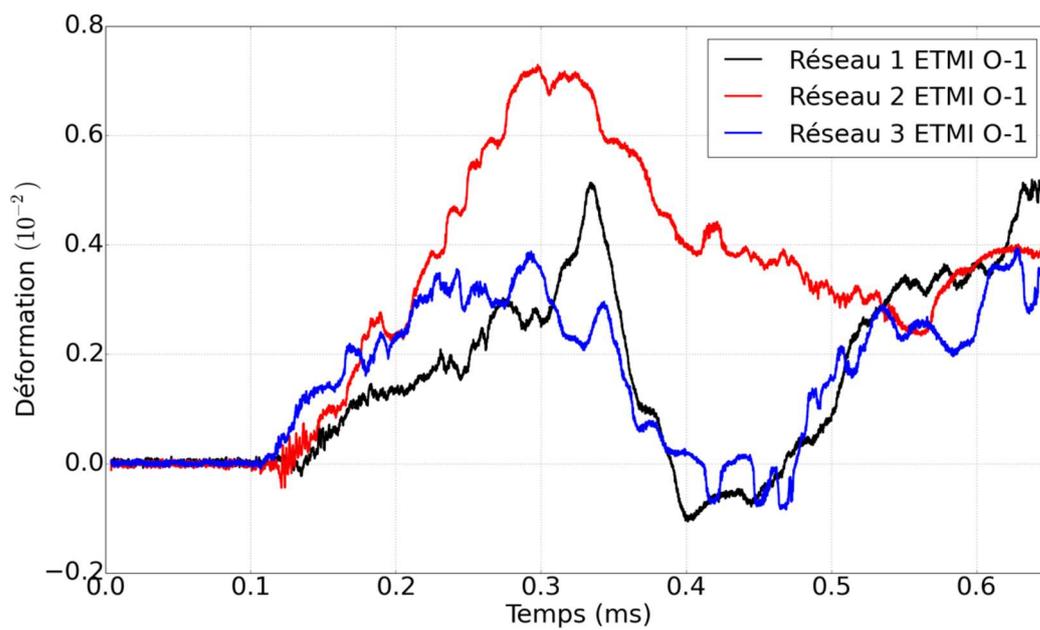


Figure 114 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau pour l'évaluateur fabriqué en étuve avec une seule fibre (ETMI O-1).

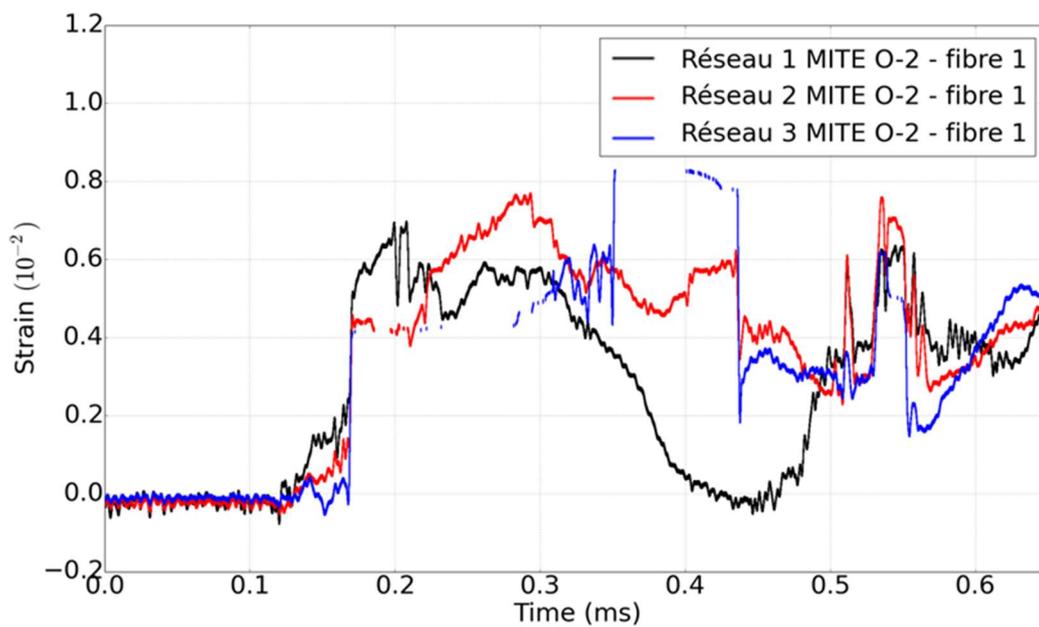


Figure 115 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau de la fibre 1 pour l'évaluateur fabriqué en étuve à deux fibres (ETMI O-2).

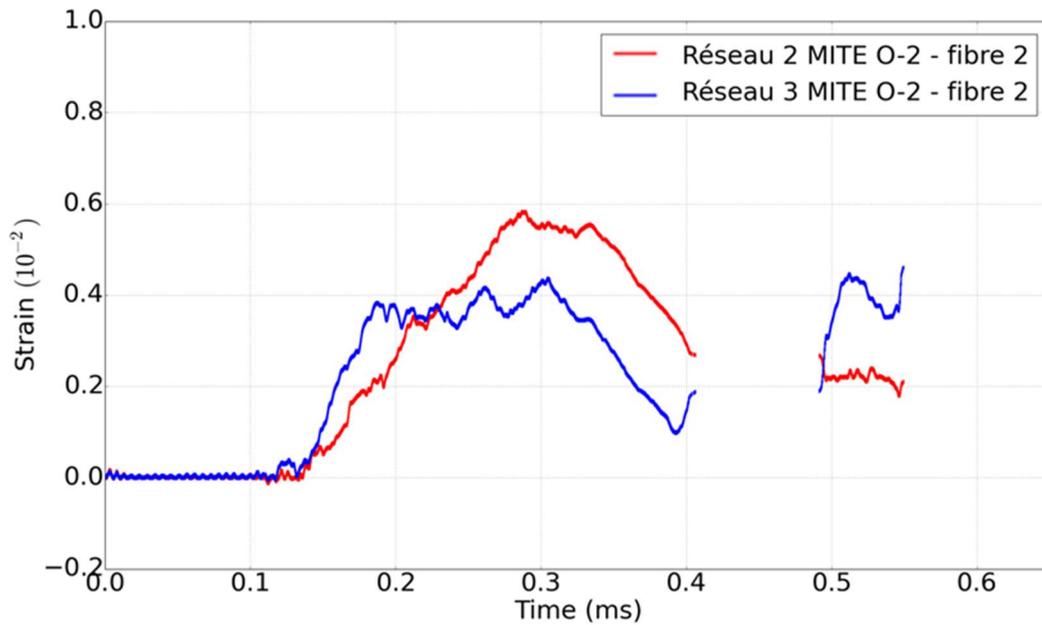


Figure 116 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau de la fibre 2 pour l'évaluateur fabriqué en étuve à deux fibres (ETMI O-2).

#### IV.3.4.4. Résultats des contrôles post-mortem

Une attention est à porter sur le contrôle visuel de l'évaluateur composite suite aux essais : aucun dommage significatif n'est visible à l'œil nu sur quelque partie que ce soit. Des fines stries dans le sens du pli faisant face au souffle (45°) sont apparues mais ne sont pas détectables au toucher. Ces stries n'initient pas de pelage ou de fissures, et sembleraient indiquer un endommagement en surface du pli à 45°.



Figure 117 - Vue de l'évaluateur en composite suite à un essai avec des stries à 45° visibles à l'œil nu.

#### IV.3.4.4.1. Ultrasons

##### **Contrôle par contact réalisé à l'ICA**

La Figure 118 rassemble les mesures d'épaisseur enregistrées lors du palpement en différents points de la zone d'intérêt de l'évaluateur en composite. Les valeurs autour de 2,5 mm (épaisseur de la peau dans la zone d'intérêt) indiquent qu'aucune « interface » n'a été rencontrée sur le chemin de l'onde ultrasonore, et donc qu'aucun défaut perpendiculaire à l'onde n'a été détecté. Plus les valeurs sont faibles, plus le défaut est proche de la surface de palpement (côté de la charge). A l'opposé, plus la valeur est grande, plus l'endommagement est proche du côté moucheté de l'évaluateur. L'épaisseur moyenne d'un pli étant autour de 0,3 mm, il est aisé de déterminer l'interface entre plis à laquelle se situe le défaut.

Y	X	-180	-160	-140	-120	-100	-80	-60	-40	-20	-3	3	20	40	60	80	100	120	140	160	180
52,5		2,51	1,49	1,5	1,47	1,5	1,46	1,44	1,46	1,52	0,88	0,88	0,93	0,92	0,85	0,85	0,96	2,6	2,57	2,5	2,47
37,5		2,61	2,58	2,5	2,51	1,44	1,43	1,41	1,42	1,83	1,42	1,42	2,52	1,44	1,5	2,4	2,5	2,46	2,42	2,42	2,49
22,5		2,68	2,56	2,49	2,56	2,44	2,5	2,41	2,41	2,46	2,51	2,46	2,51	2,42	2,38	2,45	2,44	2,45	2,35	2,4	2,47
7,5		2,63	2,6	2,44	2,49	2,47	2,5	2,47	2,56	2,49	2,53	2,51	2,54	2,52	2,49	2,44	2,46	2,52	2,56	2,5	2,52
-7,5		2,7	2,62	2,52	2,5	2,46	2,5	2,42	2,52	2,5	2,45	2,41	2,48	2,49	2,4	2,37	2,42	2,4	2,4	2,43	2,44
-22,5		2,46	2,54	2,41	2,45	2,42	2,44	2,45	2,47	2,45	2,45	2,48	2,42	2,54	2,42	2,42	2,34	2,46	2,44	2,4	2,44
-37,5		2,51	2,38	2,46	2,44	2,42	2,42	2,5	2,45	2,52	2,4	2,45	2,45	2,45	1,67	1,68	1,7	1,38	2,38	2,38	2,45
-52,5		2,48	2,48	0,61	0,62	0,6	0,6	0,6	0,91	1	0,59	0,92	0,94	1,49	1,47	1,51	1,51	1,46	1,46	1,4	1,45

	délamination potentiel entre plis 6 et 7
	délamination potentiel entre plis 5 et 6
	délamination potentiel entre plis 3 et 4
	délamination potentiel entre plis 2 et 3
	zone « saine »

n° pli	Orientation	Commentaires
8	+45°	surface palpée
7	90°	
6	-45°	
5	0°	
4	0°	
3	-45°	fibre optique
2	90°	
1	+45°	côté mouchetis

Figure 118 - Résultats du palpage effectué dans la zone d'intérêt de l'évaluateur composite.

On peut constater que l'ETMI composite est endommagé le long des « Lisses ». En effet, une mesure inférieure à l'épaisseur totale de la zone d'intérêt de l'évaluateur indique la présence de « vide » à l'intérieur de la matière et donc d'un délamination entre deux plis successifs.

Le contrôle par ultrasons ne permet pas de déterminer si plusieurs délaminages sont présents à la verticale du point de palpage. Néanmoins, compte tenu de la variation d'épaisseur mesurée entre deux points adjacents, il est fortement probable que la zone d'intérêt soit délamination de manière multiple.

### Contrôle par immersion réalisé à l'ICA

La Figure 119 montre la cartographie obtenue par contrôle en immersion de la zone d'intérêt de l'évaluateur composite. Pour faciliter la mise en place de l'évaluateur dans la cuve, c'est sa surface mouchetée qui rencontre en premier les ultrasons, contrairement au palpage.

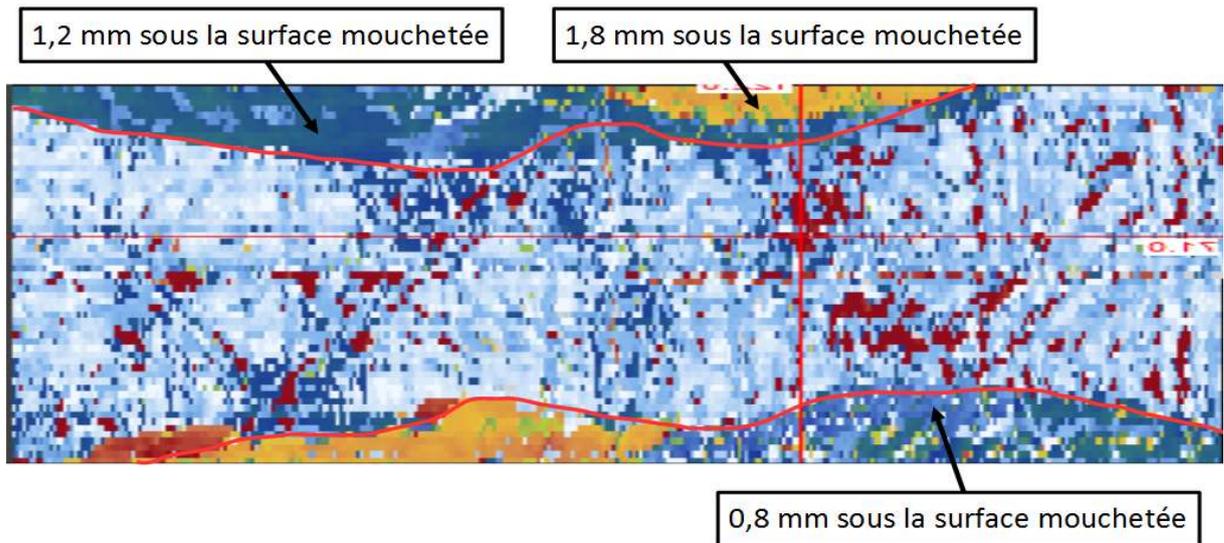


Figure 119 - Cartographie de la zone d'intérêt de l'évaluteur composite issue du contrôle en immersion.

Les traces bordeaux et bleu foncé sur la zone centrale proviennent du bruit dû à l'état de surface de la face mouchetée : en effet, la moindre aspérité va dévier les ultrasons et la sonde ne pourra récupérer que partiellement le signal émis.

L'épaisseur de la zone « saine » (en bleu ciel sur la Figure 119) est estimée en moyenne à 2,5 mm ce qui correspond aux valeurs mesurées par palpation. Les zones délaminées sur le bord de la zone d'intérêt sont de forme et de profondeur similaire à celles révélées par le palpation, ce qui confirme la présence des délaminages le long de la zone de reprise de plis.

#### IV.3.4.4.2. Résultats de la photographie par tomographie à rayons

##### X

La Figure 120 est une radiographie aux rayons X de la zone d'intérêt de l'évaluteur composite. Ce contrôle permet de visualiser des fissurations de matrice dans les plis à 45°. Ces plis étant les plus à l'extérieur de la séquence d'empilement des plis constituant le stratifié, ce sont les plus contraints, notamment en traction/compression consécutivement à la flexion de l'évaluteur.

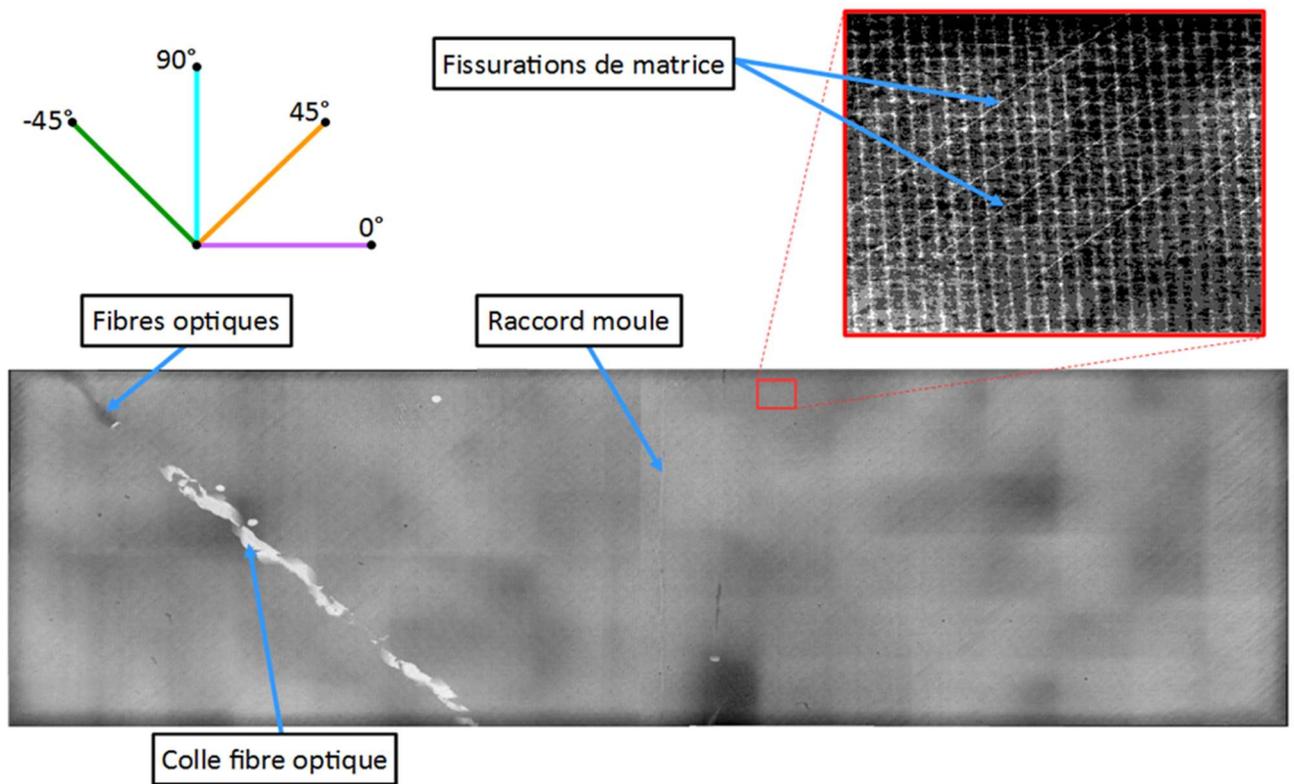


Figure 120 - Radiographie aux rayons X de la zone d'intérêt de l'évaluateur composite.

## IV.4. Conclusion

L'instrumentation mise en place lors des essais de soufflé a été décrite : on cherche à la fois à caractériser la sollicitation et à analyser la réponse structurale de l'ETMI au soufflé.

La proximité de la charge explosive et de l'ETMI rend la caractérisation de la sollicitation compliquée. On se situe en effet en champ proche, où la boule de feu vient perturber les mesures des capteurs. Pour compenser cela, deux implantations de mesures de pression ont été réalisées, une avec des capteurs situés sur l'ETMI qui fournissent une mesure chaotique mais qui représente ce que voit la structure, et une autre à plus grande distance pour disposer d'informations sur l'onde de soufflé à l'extérieur de la boule de feu. Les résultats de ces essais mettent en évidence le manque de précision de la modélisation de la sollicitation qui était utilisée lors de l'étape de dimensionnement et qu'il convient de corriger à l'aide des résultats des essais.

La réponse structurale a été analysée à l'aide de plusieurs mesures. Des mesures de déplacements par stéréo-corrélation d'images ont été effectuées et ont été couplées à des mesures de déplacement ponctuelles réalisées à l'aide d'interféromètres Doppler fibrés qui servent à sonder les zones non-recouvertes par la corrélation d'images. Une très bonne répétabilité de ces mesures entre les essais est à noter.

Ces mesures de déplacement sont complétées par des mesures de déplacement internes réalisées à l'aide d'un moyen innovant basé sur un spectromètre dynamique utilisant les fibres optiques à réseaux de Bragg mises en place durant la fabrication. Ce système de mesure à grande vitesse (100 MHz) permet de mesurer les déformations dans le sens des fibres au niveau des réseaux sur plusieurs centaines de  $\mu\text{s}$ . Ces déformations sont environ 30 fois plus élevées que les déformations résiduelles mesurées lors de la fabrication, ce qui fait que l'on peut raisonnablement ignorer celles-ci.

Les ETMI sont ensuite passés aux ultrasons afin de mettre en évidence des délaminages dans la zone d'intérêt. Des radiographies prises à l'aide d'un tomographe à rayons X permettent également de mettre en évidence un endommagement de la matrice.

Aucune différence notable n'a été observée entre les résultats issus des ETMI fabriqués en autoclave et ceux fabriqués en étuve, ce qui laisse supposer que le processus d'élaboration n'influe pas sur la réponse au soufflé de l'ETMI.

# Chapitre 5

## Simulations avancées

Les résultats fournis par les expérimentations ont permis de soulever les limites du modèle de dimensionnement utilisé dans le chapitre 2 : manque de précision de la sollicitation (et donc de la réponse de la structure) à cause de la configuration en champ proche, non-représentation de l'endommagement du composite et des délaminages... On propose ici une modélisation plus fine de la sollicitation et une réponse de l'ETMI plus riche afin d'en estimer la valeur ajoutée sur la corrélation calculs/essais.

Cette démarche de modélisation raffinée post-essais fait de base partie intégrante de la philosophie « Evalueur Technologiques » et n'est pas propre au cas d'étude dans ce mémoire, puisque l'un des objectifs des démarches par évaluateurs technologiques est d'évaluer la robustesse des modélisations aux différentes échelles.

Dans un premier temps, la sollicitation due au souffle est modélisée en partant de la détonation de l'explosif suivie de la propagation de l'onde de choc générée jusqu'à ce que celle-ci vienne impacter l'ETMI. Cette simulation est comparée aux résultats expérimentaux de mesures de pression et de vitesse de propagation de l'onde de choc.

Dans un second temps, la sollicitation modélisée est utilisée en tant que chargement pour un calcul de structure en 3D prenant en compte l'endommagement et le délaminage. Les résultats sont ensuite comparés aux mesures.

### V.1. Modélisation de la sollicitation

#### V.1.1. Les hydrocodes

Les hydrocodes sont des codes de calcul numérique de mécanique des milieux continus qui permettent de simuler l'écoulement de fluides ainsi que de solides sous des chargements

hautement dynamiques, tels des impacts ou des explosions. Les hydrocodes peuvent être basés sur des formulations Lagrangiennes ou Eulériennes.

Dans le cas d'une formulation Lagrangienne, typique de la mécanique des solides, le maillage est lié au matériau et suit ses déformations au cours de la simulation. Dans le cas de grandes déformations sur des périodes de temps courtes, le maillage peut se distordre et réduire la précision des résultats, voire conduire à l'arrêt du calcul.

Dans le cas d'une formulation Eulérienne pure, adaptée à la mécanique des fluides, le maillage de la simulation est fixe spatialement au cours du temps et c'est le matériau qui s'écoule en son sein. Cette spécificité permet d'éviter les distorsions de maillage, celui-ci ne variant pas. Des difficultés peuvent néanmoins apparaître si plusieurs matériaux se retrouvent dans une même maille, ce qui nécessite des traitements numériques spécifiques. Des simulations de détonation en champ proche ont été réalisées à l'aide d'une formulation purement eulérienne [68].

Afin de résoudre des problématiques de couplage fluide/structure, plusieurs méthodes existent. La méthode Arbitrary Eulerian Lagrangian (ALE) consiste à effectuer à chaque pas de temps une première étape de calcul lagrangienne suivie par un remaillage des nœuds sur la nouvelle forme du matériau si celui-ci a été déformé. Cette méthode permet d'éviter les distorsions du maillage de la phase lagrangienne ainsi que la présence de maille contenant plusieurs matériaux. C'est une méthode utilisée pour simuler des interactions fluide/structure dans le cas des détonations, par exemple en champ proche dans [69], ou dans des fuselages [70][71].

Une comparaison des trois formulations se trouve sur la Figure 121.

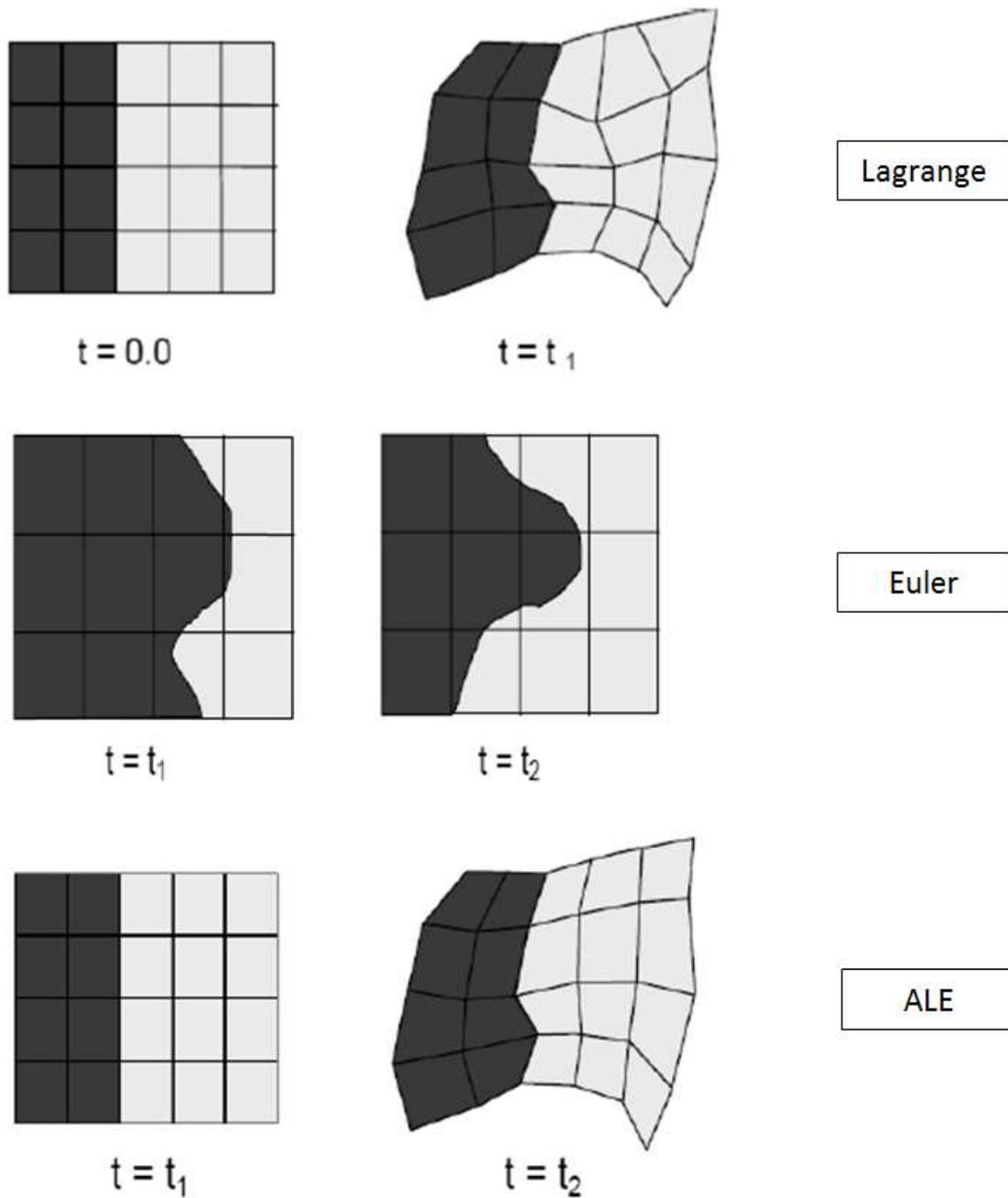


Figure 121 - Comparaisons des méthodes lagrangienne, eulérienne et ALE [72].

La méthode qui est utilisée dans le cadre de cette thèse est un couplage entre une simulation Eulérienne pure effectuée à l'aide de l'hydrocode Ouranos et un calcul lagrangien pur effectué à l'aide d'Abaqus/Explicit. Elle est détaillée dans la suite de cette partie.

## V.1.2. Le code Ouranos

La sollicitation a été modélisée à l'aide du code Ouranos. Ouranos est un hydrocode développé par le CEA [68]. Ce code possède une composante lagrangienne et une autre eulérienne. Ouranos/Lagrange opère directement sur des maillages éléments finis et utilise un schéma numérique de Wilkins [74]. La composante Ouranos/Euler dispose de trois schémas eulériens distincts d'ordre 2 à la fois en espace et en temps :

- un schéma de type Godounov utilisable pour des simulations purement hydrodynamiques [75],
- un schéma saute-mouton (staggered grid) dérivé du schéma BBC, utilisé pour des simulations nécessitant un traitement élasto-plastique [76],
- un schéma Myr qui consiste à définir les vitesses matérielles aux sommets des mailles comme pour la composante lagrangienne.

C'est cette composante Euler qui a été utilisée dans notre cas pour modéliser la sollicitation, le schéma eulérien étant le plus adapté aux problématiques de dynamique des fluides. Elle peut être également utilisée pour traiter des solides soumis à de grandes vitesses de déformation, leur comportement se rapprochant de celui d'un fluide [77].

Dans le cas d'un calcul hydrodynamique, il est nécessaire de fournir au code les équations d'état des matériaux, qui sont des relations entre les grandeurs physiques des matériaux, comme leur pression, leur volume spécifique, leur température ou leur énergie interne. Le code dispose de nombreuses équations d'état et lois de comportement pour une large gamme de matériaux.

L'explosif étudié (type HMX-Viton<sup>®</sup>) est décrit par l'équation d'état de Johns, Wilkins et Lee (JWL) [78], qui est une des équations d'état les plus utilisées pour modéliser les produits de détonation d'un explosif solide. Elle est généralement utilisée pour des pressions allant jusqu'à 100 GPa. Son expression est la suivante (Eq. 5):

$$P(v, e) = A \left( 1 - \frac{\omega}{R_1 v} \right) e^{-R_1 v} + B \left( 1 - \frac{\omega}{R_2 v} \right) e^{-R_2 v} + \frac{\omega e_{int}}{v} \quad \text{Eq. 10}$$

avec  $P$  la pression dans les produits de détonation,  $v$  le volume spécifique,  $e_{\text{int}}$  l'énergie interne des produits de détonation,  $A$ ,  $B$ ,  $R_1$ ,  $R_2$  et  $\omega$  des paramètres à identifier.

L'équation d'état utilisée pour modéliser l'air, qui est le milieu ambiant, est une équation à coefficient polytropique variable [79]. Dans des conditions normales de pression, l'équation d'état de la plupart des gaz peut se mettre sous la forme (Eq. 11):

$$Pv = \frac{R}{M}T = (\gamma - 1)c_v T \quad \text{Eq. 11}$$

avec  $R$  la constante des gaz parfaits ( $8.314 \text{ J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ ),  $T$  la température,  $c_v$  la capacité calorifique à volume constant et  $\gamma$  le coefficient polytropique. Pour des pressions élevées (plusieurs centaines de bar), l'ionisation du gaz cause un écart par rapport à cette équation. Pour compenser cela, on introduit un coefficient polytropique variable, fonction du volume spécifique et de l'énergie  $\gamma(v,e)$ , défini pour plusieurs niveaux d'énergie.

L'équation d'état utilisée pour modéliser les solides (ETMI et bâti) est une équation de type Murnaghan [80], souvent utilisées pour les solides. Son expression est la suivante :

$$P(v, e) = P_r(v) + \frac{\Gamma}{v}(e - e_r(v)) \quad \text{Eq. 12}$$

avec  $P_r$  et  $e_r$  les valeurs de la pression et de l'énergie spécifique sur l'isotherme  $T_{0K}$  et  $\Gamma$  le coefficient de Grüneisen.

### **V.1.3. Simulations de détonation aérienne**

La première simulation réalisée dans Ouranos/Euler est une simulation de détonation et de propagation de l'onde de choc en milieu aérien, avec et sans obstacle. Elle a pour but à être confrontée aux mesures de pression réalisées par les capteurs sur pied hors du champ proche lors de l'essai de caractérisation de la sollicitation. La simulation sans obstacle est comparée

aux valeurs mesurées par les capteurs de pression incidente, celle avec obstacle (normal à la direction de propagation de l'onde de choc) les valeurs mesurées par les capteurs de pression de l'onde réfléchi.

Cette détonation aérienne et la propagation de l'onde de choc ont été modélisées par un calcul en 1D à symétrie sphérique, qui présente les avantages d'être à la fois très rapide et exempt d'instabilités numériques. Le modèle consiste en deux milieux dans le cas sans obstacle (explosif et air), trois dans le cas avec obstacle (ajout d'une plaque rigide fixe en acier).

Une vue de ces milieux est visible sur la Figure 122 avec une échelle non-respectée intentionnellement. La détonation est initiée en  $x=0$ , à l'extrémité gauche du barreau de matière. La taille du milieu « explosif » est celle du rayon de la charge explosive, et la distance de la plaque est la distance du capteur de pression réfléchi ( $2D + 17.5$  cm).

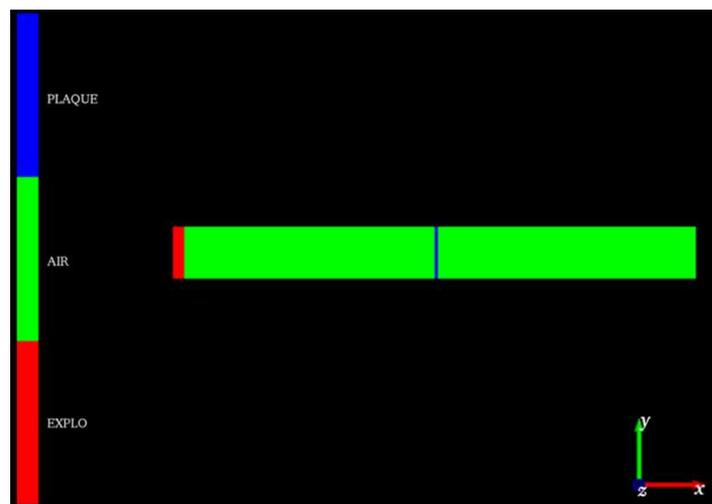


Figure 122 - Milieux de la simulation de détonation aérienne (échelle non-respectée intentionnellement).

La discrétisation du modèle se fait suivant l'axe  $x$ , et l'évolution des grandeurs physiques du modèle se fait uniquement suivant cet axe. L'explosif est maillé finement (maille de 0.6 mm) afin d'obtenir le nombre nécessaire d'éléments dans le rayon pour une représentation correcte de la détonation. Dans leurs domaines respectifs, l'air et la plaque sont maillés plus grossièrement, à l'aide de mailles de 2.5 mm. Une condition aux limites de type « mur », empêchant tout écoulement, a été placée en  $x=0$  afin de représenter la symétrie sphérique de l'explosif, et une symétrie de type « flux », permettant les écoulements, a été placée en  $x_{\max}$

afin de représenter le champ libre. Le schéma numérique utilisé ici est Myr, seul schéma disponible en 1D.

Les comparaisons des valeurs de pression expérimentales et leurs équivalents numériques aux mêmes distances issus de ce modèle sont présentées sur la Figure 123.

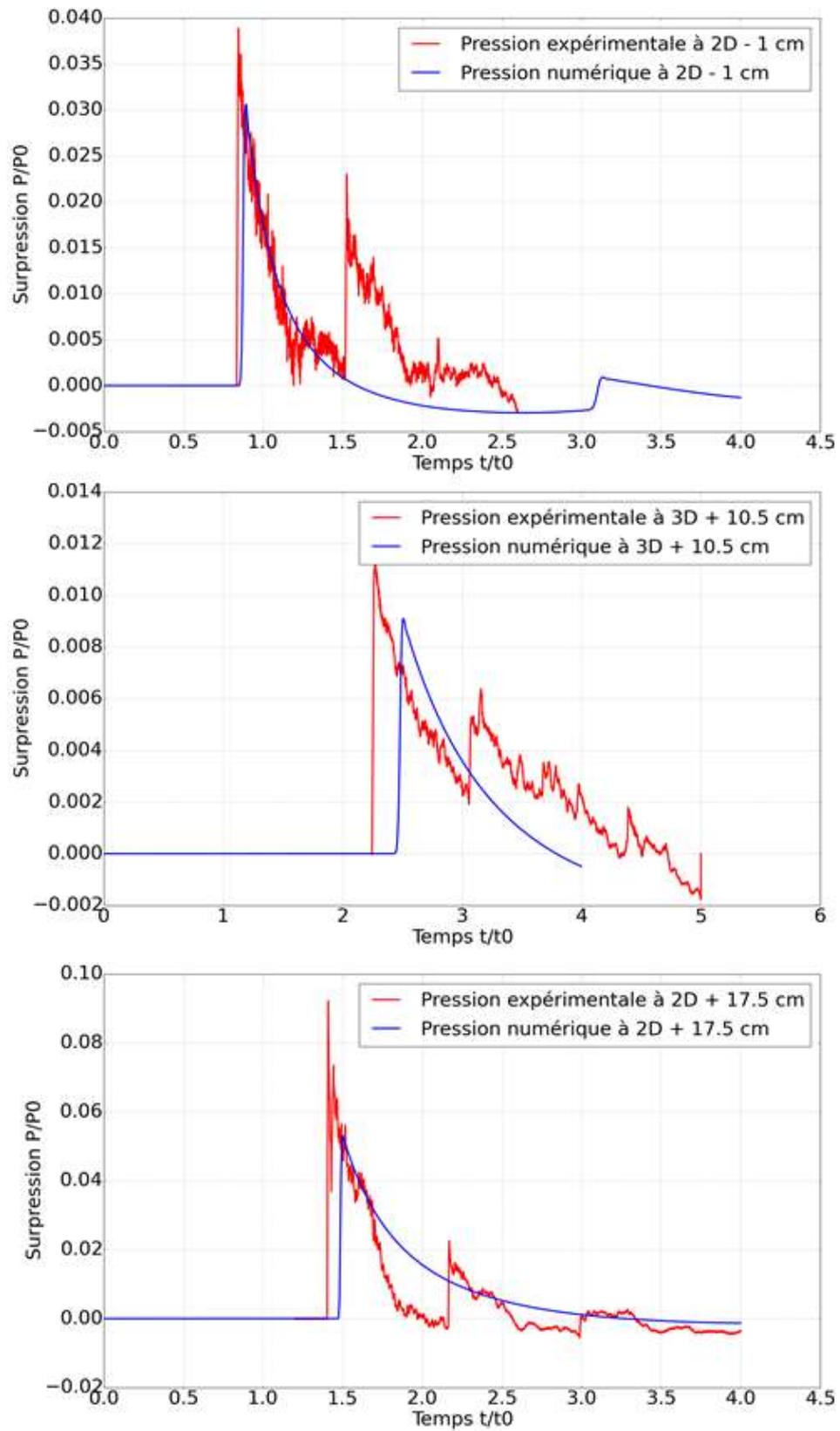


Figure 123 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu) et expérimentales (rouge) pour les capteurs sur pied avec en haut et au centre le champ libre, et en bas avec obstacle.

La comparaison des grandeurs se trouve dans le Tableau 17. Les comparaisons de l'impulsion sont réalisées à partir du temps d'arrivée du front de pression jusqu'à l'apparition du second pic de pression (dû à la réflexion de l'onde de choc sur la cible) pour les mesures expérimentales, ce pic n'existant pas pour les mesures numériques. Des écarts de 20% entre les surpressions maximales des capteurs de pression de l'onde incidente et 40% pour celui de pression de l'onde réfléchie sont notés. Cependant, cet écart est valable pour la durée très brève (ordre de la dizaine de  $\mu\text{s}$ ) du pic de surpression maximal et n'est pas discriminant pour l'analyse comparative des signaux. Les impulsions calculées sont en effet très proches (environ 5% d'écart pour les capteurs de pression incidente, 10% pour celui de pression réfléchie), de même que les temps d'arrivée (moins de 10% d'écart pour l'ensemble des capteurs).

La vitesse de l'onde de choc est également relevée à plusieurs instants pour être comparée à celle mesurée par la caméra rapide de profil. La vitesse numérique est de  $547 \text{ m.s}^{-1}$  à  $300 \mu\text{s}$  et de  $244 \text{ m.s}^{-1}$  à  $1050 \mu\text{s}$ , ce qui est extrêmement proche des valeurs de  $550$  et  $250 \text{ m.s}^{-1}$  mesurée grâce à la caméra de profil.

Cette bonne corrélation nous permet de valider notre modèle dans le champ lointain.

**Tableau 17 – Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs sur pied.**

Capteur	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Pression expérimentale 2D – 1 cm	0.0388	0.838	7.24 e-3
Pression numérique 2D – 1 cm	0.0305	0.845	7.8 e-3
Ecart distance 2D – 1 cm	21.3 %	0.8 %	7.7 %
Pression expérimentale 3D + 10.5 cm	0.0113	2.243	4.54 e-3
Pression numérique 3D + 10.5 cm	0.0091	2.455	4.32 e-3
Ecart distance 3D + 10.5 cm	19.4 %	9.4 %	4.8 %
Pression expérimentale 2D + 17.5 cm	0.0921	1.402	1.58 e-2
Pression numérique 2D + 17.5 cm	0.0531	1.475	1.74 e-2
Ecart distance 2D + 17.5 cm	42.3 %	5.2 %	10.1 %

## V.1.4. Simulations de souffle sur ETMI

Le modèle ayant été validé dans le champ lointain, on peut désormais regarder sa validité dans le cas de la détonation en champ proche vue par l'ETMI lors des essais.

La simulation de souffle sur ETMI se déroule en deux étapes. La première étape consiste, à partir de la simulation 1D en champ libre réalisée précédemment, à laisser l'onde de choc se propager et à arrêter le calcul juste avant que l'onde de choc n'interagisse avec le montage. La seconde étape consiste à partir de cet état final de la simulation 1D sphérique et à le transformer en état initial d'un modèle 3D en effectuant deux rotations autour de deux axes du modèle (voir Figure 124). L'ensemble des grandeurs du modèle 1D est transmis au modèle 3D (pression, densité, vitesse, énergie ...). Cette découpe en deux étapes présente plusieurs avantages : le calcul 1D est très rapide et évite de devoir calculer la propagation aérienne de l'onde de choc en 3D jusqu'au montage qui serait très long, et le calcul 1D est exempt d'instabilités numériques qui pourraient apparaître lors de la propagation de l'onde de choc en 3D.

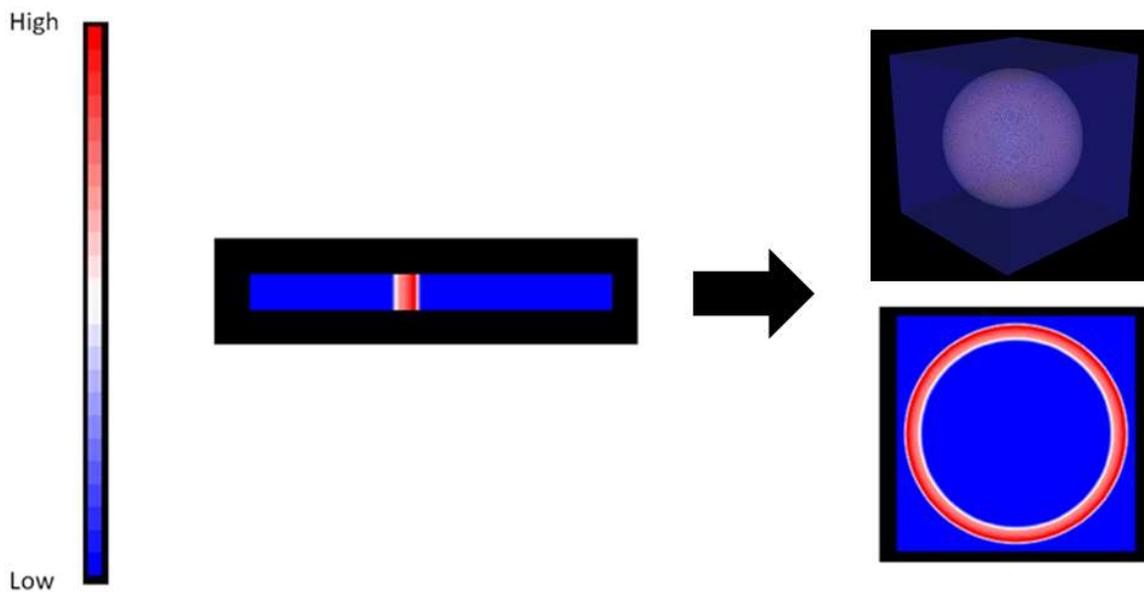


Figure 124 – Visualisation de la pression lors de la conversion 1D (à gauche) vers 3D (en haut à droite), avec une coupe de la sphère 3D générée (en bas à droite).

Cette onde de choc 3D en expansion est ensuite ajoutée dans un modèle comportant le bâti expérimental ainsi que l'ETMI afin de prendre en compte les effets géométriques du montage (Figure 125). Les conditions aux limites sont de type « flux » à chaque limite du modèle afin

de représenter le champ libre. L'ETMI est représenté par de l'aluminium, Ouranos ne disposant pas d'équation d'état pour le composite ; les pièces du bâti sont en acier ou en aluminium. Les ressorts ne sont pas modélisés. Le modèle comporte 216 millions d'éléments eulériens avec un raffinement du maillage au niveau de l'ETMI afin de disposer de plusieurs mailles dans la zone d'intérêt de l'ETMI.

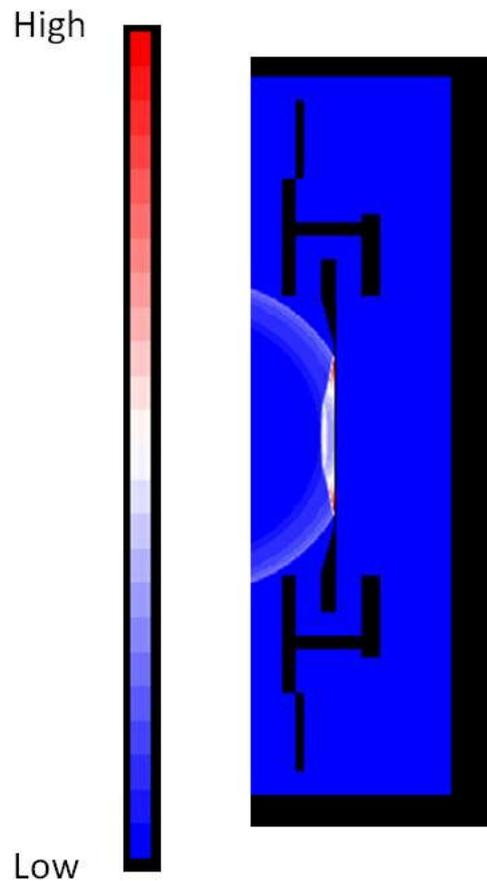


Figure 125 - Vue de la pression lors de l'impact de l'onde de choc sur l'ETMI..

Ce modèle débute là où le calcul 1D a pris fin, c'est-à-dire juste avant que l'onde de choc ne vienne interagir avec le montage. L'onde de choc continue donc sa propagation et vient impacter l'ETMI (voir Figure 125). Le calcul se poursuit jusqu'à ce que l'onde de choc arrive au bord de l'ETMI (durée de quelques centaines de  $\mu\text{s}$ ). Le temps de calcul nécessaire est d'environ 2 jours sur 144 cpus, ce qui justifie l'utilisation du passage 1D/3D pour éviter un temps de calcul beaucoup plus long en simulant la détonation et la propagation en 3D.

Les comparaisons des valeurs de pression expérimentales et numériques issues des capteurs situés au niveau de l'ETMI (essai dit « essais sur plaque ») se trouvent sur la

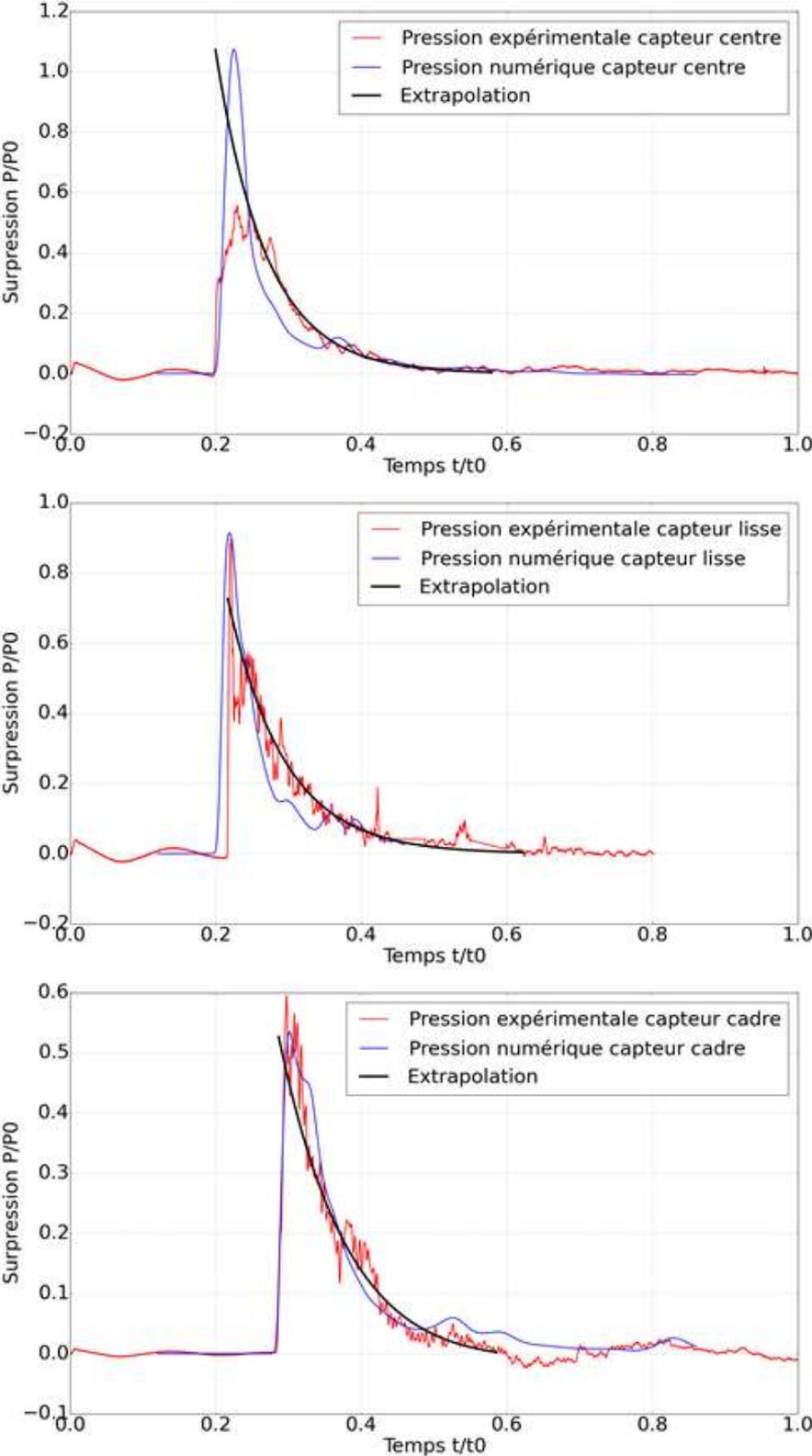


Figure 126 pour les capteurs situés dans la zone d'intérêt et sur la Figure 127 pour ceux se trouvant dans la rangée de ressorts.

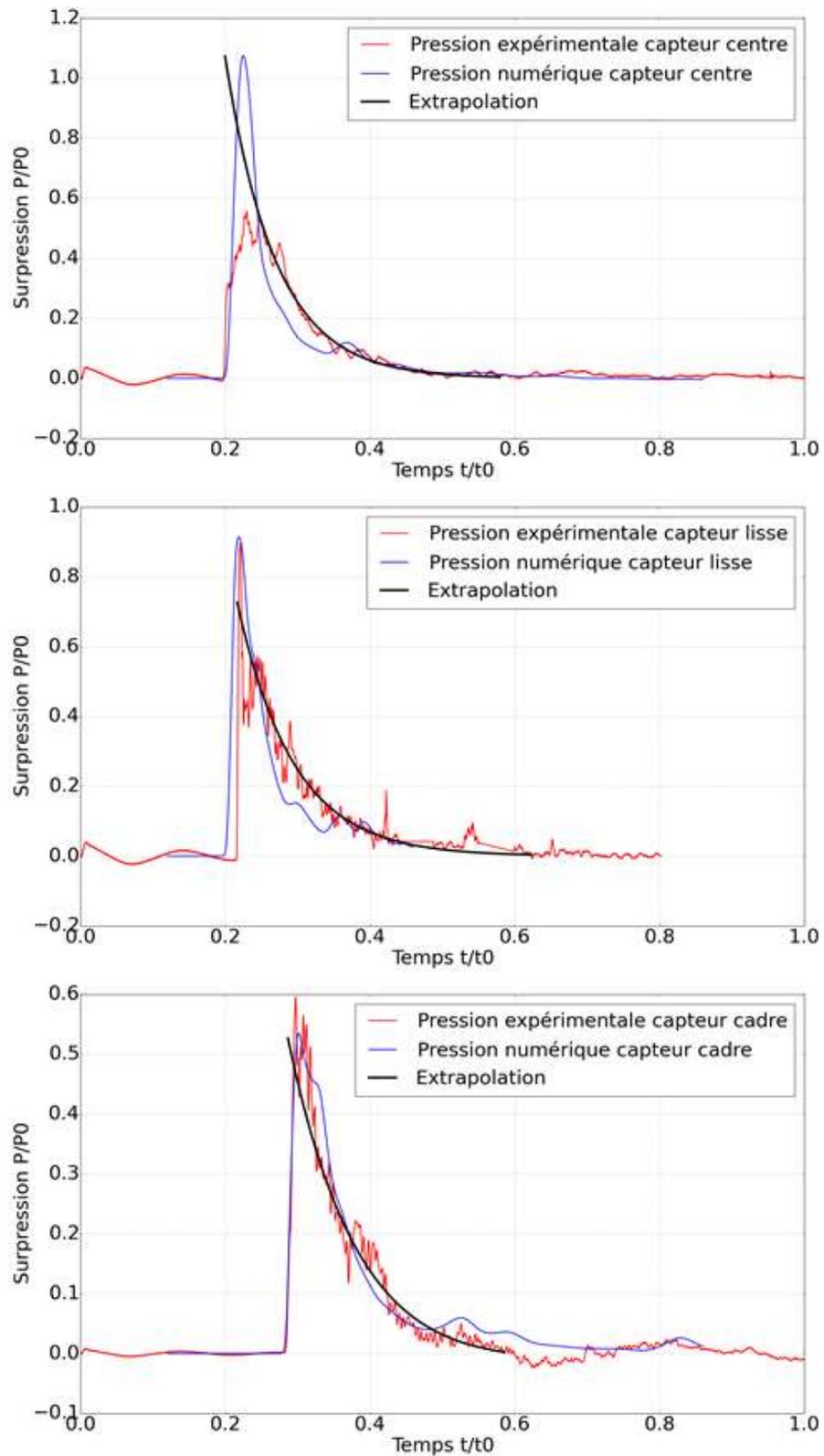
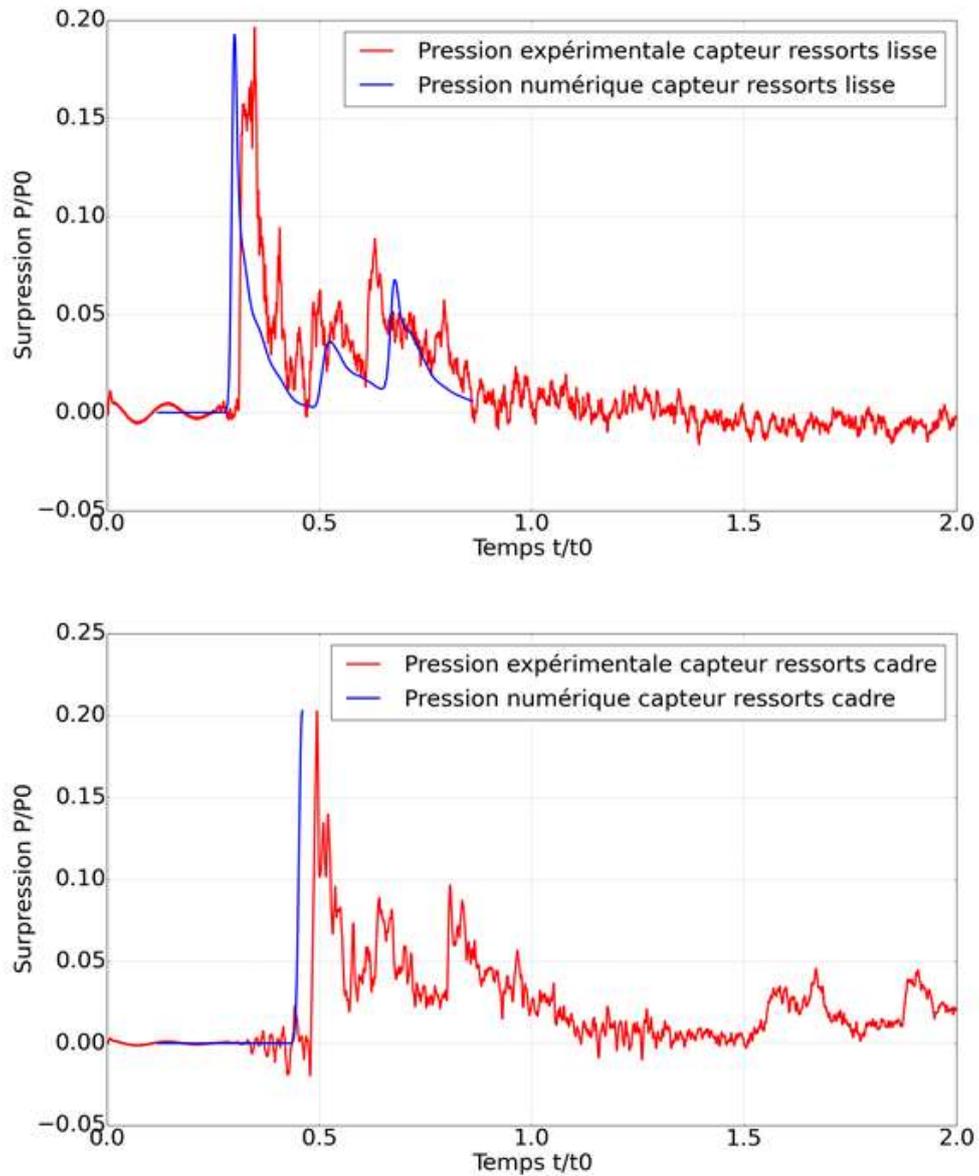


Figure 126 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu), expérimentales (rouge) et des interpolations par l'équation de Friedlander (noir) pour les capteurs situés au niveau de l'ETMI, avec en haut au niveau du point « centre », au milieu au niveau du point « lisse » et en bas au niveau du point « cadre ».



**Figure 127 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu) et expérimentales (rouge) pour les capteurs situés dans les rangées de ressorts de l'ETMI avec en haut au niveau du point « ressort lisse » et en bas au niveau du point « ressort cadre ».**

La comparaison des grandeurs se trouve dans le Tableau 18 pour les capteurs se situant dans la zone d'intérêt de l'ETMI. La surpression maximale se corrèle très bien pour les capteurs de la lisse et du cadre (moins de 10 % d'écart). Pour le capteur central dont le pic est tronqué, l'interpolation donne une surpression proche de moins de 5 % de la valeur numérique. Les temps d'arrivée présentent également moins de 10 % d'écart pour les trois

capteurs. L'impulsion pour les capteurs du cadre et de la lisse présente moins de 1% d'écart. Pour le capteur central, cet écart atteint 20 % à cause de l'écrêtement du signal. En utilisant l'interpolation, cet écart se réduit à 5 %.

**Tableau 18 - Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs dans la zone d'intérêt de l'ETMI.**

Capteurs	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Pression expérimentale centre	0.556	0.199	5.22 e-2
Pression numérique centre	1.07	0.195	6.20 e-2
Ecart centre	92 %	2.0 %	18 %
Pression expérimentale lisse	0.899	0.216	5.32 e-2
Pression numérique lisse	0.91	0.195	5.39 e-2
Ecart lisse	1.2 %	9.7 %	1.3 %
Pression expérimentale cadre	0.596	0.284	4.28 e-2
Pression numérique cadre	0.535	0.273	4.22 e-2
Ecart cadre	10.2 %	3.8 %	1.4 %

La comparaison des grandeurs se trouve dans le Tableau 19 pour les capteurs se situant dans la rangée de ressorts de l'ETMI. On note que la courbe de pression de la simulation au niveau des ressorts côté cadre s'est arrêtée à la fin du pic de surpression. De plus dans le cas du capteur au niveau des ressorts côté lisse, on retrouve deux pics de pression secondaires (générés par les rebonds de l'onde de choc sur le montage) à la fois dans les données numériques et expérimentales. Les niveaux de surpression maximale sont très proches (1 % d'écart) dans les deux cas, de même que les temps d'arrivée (moins de 10 % d'écart). Les impulsions ne sont pas comparées à cause du bruit des courbes expérimentales.

**Tableau 19 - Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs dans la rangée de ressorts de l'ETMI.**

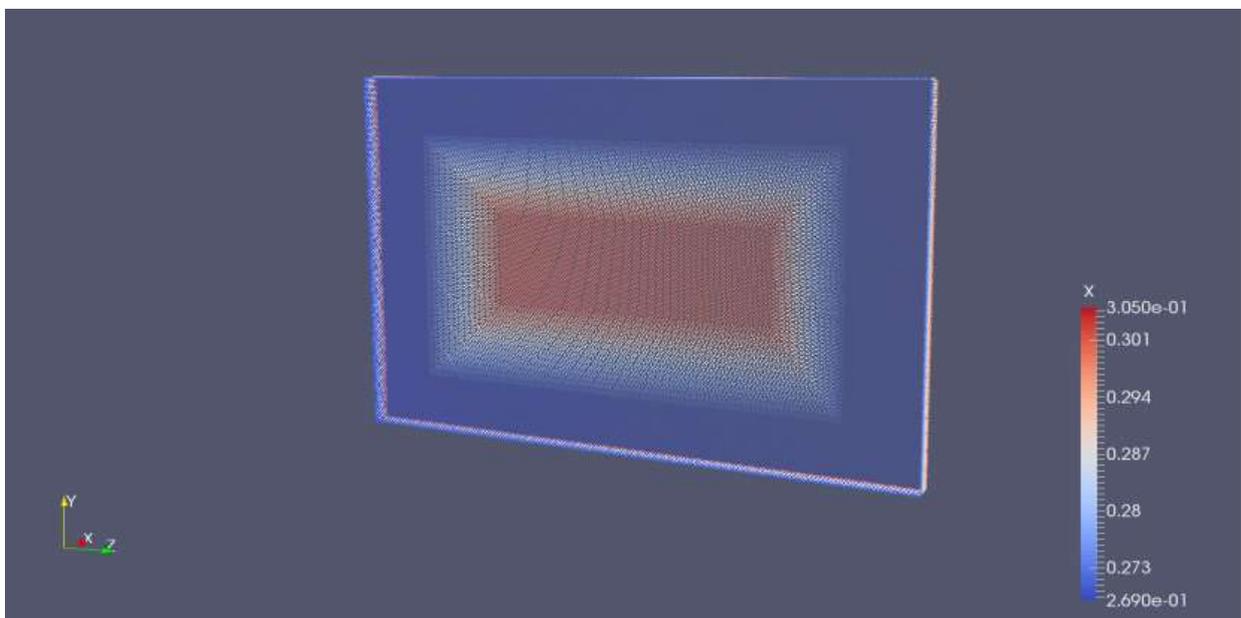
Capteurs	Surpression maximale adimensionnée	Temps d'arrivée adimensionné	Impulsion adimensionnée
Pression expérimentale ressorts côté cadre	0.203	0.481	Non-exploitable
Pression numérique ressorts côté cadre	0.203	0.440	Non-exploitable
Ecart ressorts côté cadre	0 %	8.5 %	-
Pression expérimentale ressorts côté lisse	0.196	0.314	Non-exploitable
Pression numérique ressorts côté lisse	0.192	0.284	Non-exploitable
Ecart ressorts côté lisse	2.0 %	9.5 %	-

Cette bonne corrélation entre résultats numériques nous permet de valider notre modèle en champ proche ainsi que la pertinence de l'instrumentation mise en place.

## V.2. Réponse structurale de l'ETMI

### V.2.1. Importation de la sollicitation

Afin de disposer d'un chargement représentatif du chargement vu expérimentalement par l'ETMI, on utilise le chargement généré par notre modèle de souffle pour coupler la simulation eulérienne de souffle avec une simulation lagrangienne de réponse structurale. Pour cela, on recouvre la face avant de l'ETMI (faisant face au souffle) d'une nappe de points de mesure (35 000 points au total) (voir Figure 128). La pression est mesurée au cours du temps en chacun de ces points à une fréquence d'acquisition correspondant à une valeur toutes les 0.1  $\mu$ s.



**Figure 128 - Vue des points d'extraction de la pression avec un gradient de couleur indiquant le relief des points suivant l'axe normal à la zone d'intérêt.**

Ces pressions sont ensuite utilisées pour générer dans Abaqus/Explicit des amplitudes de pression aux nœuds du maillage dont la position est interpolée au niveau des points de mesures.

## V.2.2. Modèle numérique

### V.2.2.1. Géométrie et matériaux

Le modèle utilisé ici est une reprise du modèle 3D présenté dans le chapitre 3 pour réaliser les simulations de refroidissement.

Des ajouts ont été faits par rapport au modèle de l'ETMI seul utilisé pour la simulation de refroidissement. Les barreaux de fibres de verre servant à venir loger les ressorts sont modélisés afin de prendre en compte leur masse dans la réponse vibratoire de l'ETMI. Les ressorts sur le pourtour de la zone épaisse sont ajoutés, ainsi que le bâti (rigide) sur lesquels ils viennent se fixer (Figure 129).

L'ETMI est toujours constitué d'éléments de coque épaisse pour représenter les plis (une couche d'éléments par plis) et d'éléments cohésifs dans la zone d'intérêt pour représenter l'interface entre les plis. Les matériaux utilisés sont les mêmes (M10.1 UD300 dans la zone d'intérêt, M9.6 UD 600 dans la zone épaisse).

Les déformations résiduelles à l'issue du refroidissement ont été jugées trop faibles pour être prises en compte en tant que condition initiale de ce modèle. Elles sont en effet près de 30 fois inférieures à celles mesurées par les réseaux de Bragg lors des expérimentations de soufflage et peuvent être négligées.

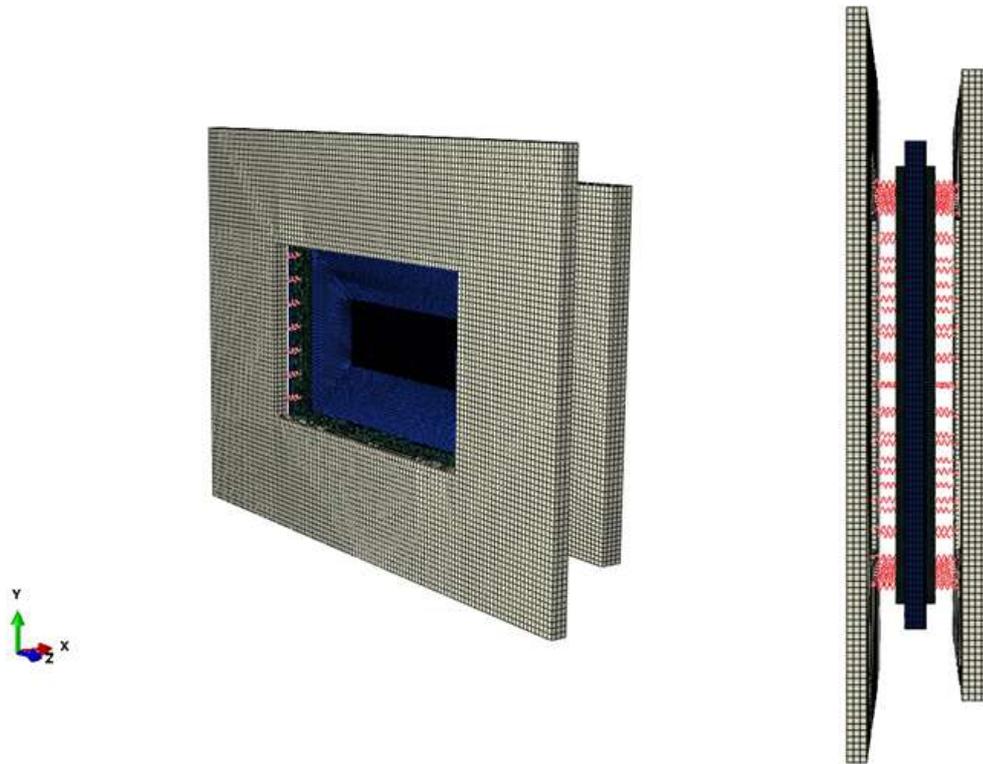


Figure 129 - Vue du modèle d'ETMI de souffle en 3D de trois-quarts (à gauche) et de profil (à droite) avec l'ETMI en bleu, le bâti rigide en gris, les ressorts en rouge et les barres de fibre de verre en vert.

### V.2.2.2. Lois d'endommagement

Deux lois d'endommagement distinctes ont été ajoutées au modèle, le chargement en souffle conduisant à de l'endommagement contrairement au refroidissement. Une loi est utilisée pour modéliser l'endommagement du matériau composite (fibre et/ou matrice), et est donc appliquée aux éléments coque épaisse de la zone d'intérêt. Une autre loi est appliquée aux éléments cohésifs afin de modéliser l'endommagement de l'interface entre les plis (délaminage).

#### V.2.2.2.1. Critère d'initiation de la loi d'endommagement des plis

La loi d'endommagement des plis composites implantée dans Abaqus [81] utilisée pour les plis de M10 UD 300 de la zone d'intérêt est basée sur les travaux de Matzenmiller [82] et

Hashin et Rotem [83][84]. Elle permet de distinguer l'endommagement de la fibre et celui de la matrice.

Le critère d'initiation de l'endommagement prend en compte quatre mécanismes d'endommagement différents : tension de la fibre, compression de la fibre, tension de la matrice et compression de la matrice. Cela nous donne un jeu de quatre formes de critère à respecter suivant la contrainte appliquée à l'élément. Ces formes sont les suivantes :

Fibre en tension ( $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$ ) :

$$F_f^t = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{Eq. 13}$$

Fibre en compression ( $\hat{\sigma}_{11} < 0$ ) :

$$F_f^c = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad \text{Eq. 14}$$

Matrice en tension ( $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$ ) :

$$F_m^t = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{Eq. 15}$$

Matrice en compression ( $\hat{\sigma}_{22} < 0$ ) :

$$F_m^c = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} \right) + \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad \text{Eq. 16}$$

avec  $X^T$ ,  $X^C$ ,  $Y^T$ ,  $Y^C$ ,  $S^L$ ,  $S^T$ , les limites à rupture en statique respectivement en tension et compression longitudinale, tension et compression transverse, cisaillement longitudinale et transverse.

$\alpha$  est un coefficient déterminant l'apport du cisaillement dans le critère d'initiation en tension de la fibre.

$\hat{\sigma}_{11}$ ,  $\hat{\sigma}_{22}$ ,  $\hat{\tau}_{12}$  sont les composants du tenseur des contraintes effectives  $\hat{\sigma}$ , qui est tel que  $\hat{\sigma} = M \sigma$  avec :

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_{fs})} \end{bmatrix} \quad \text{Eq. 17}$$

où  $d_f$ ,  $d_m$  et  $d_s$  sont des variables d'endommagement internes caractérisant l'endommagement de la fibre, de la matrice et en cisaillement. Ces variables sont reliées aux variables d'endommagement  $d_f^t$ ,  $d_f^c$ ,  $d_m^t$  et  $d_m^c$  qui correspondent aux quatre modes précédents, de la façon suivante :

$$d_f = \begin{cases} d_f^t & \text{si } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ d_f^c & \text{si } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases}$$

$$d_m = \begin{cases} d_m^t & \text{si } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ d_m^c & \text{si } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad \text{Eq. 18}$$

$$d_s = 1 - (1 - d_f^t)(1 - d_f^c)(1 - d_m^t)(1 - d_m^c)$$

#### V.2.2.2.2. Evolution de la loi d'endommagement des plis

Une fois qu'une des formes de critère définies précédemment est atteinte, il faut définir l'évolution de l'endommagement pour caractériser la dégradation de la raideur du pli. Cette évolution est basée sur les travaux de Lapczyk [86].

Avant d'être endommagé, le comportement du pli est linéaire élastique orthotrope, avec une matrice des raideurs de type contraintes planes. Une fois endommagé, la réponse du matériau se met sous la forme :

$$\sigma = C_d \varepsilon \quad \text{Eq. 19}$$

avec  $\varepsilon$  la matrice des déformations et  $C_d$  la matrice d'élasticité endommagée, qui est de la forme :

$$C_d = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1 - d_f)E_1 & (1 - d_f)(1 - d_m)v_{21}E_1 & 0 \\ (1 - d_f)(1 - d_m)v_{12}E_2 & (1 - d_m)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & (1 - d_s)GD \end{bmatrix} \quad \text{Eq. 20}$$

avec  $D = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m)v_{12}v_{21}$

Une fois le critère d'endommagement atteint, les variables d'endommagement pour chaque mode évoluent de la façon suivante :

$$d = \frac{\delta_{eq}^f (\delta_{eq} - \delta_{eq}^0)}{\delta_{eq} (\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0)} \quad \text{Eq. 21}$$

avec  $\delta_{eq}$  le déplacement équivalent,  $\delta_{eq}^0$  le seuil de déplacement équivalent initial, sous lequel la variable d'endommagement est nulle, et  $\delta_{eq}^f$  le déplacement équivalent pour lequel le matériau est totalement endommagé pour ce mode de rupture. Cette évolution est illustrée sur la Figure 130.

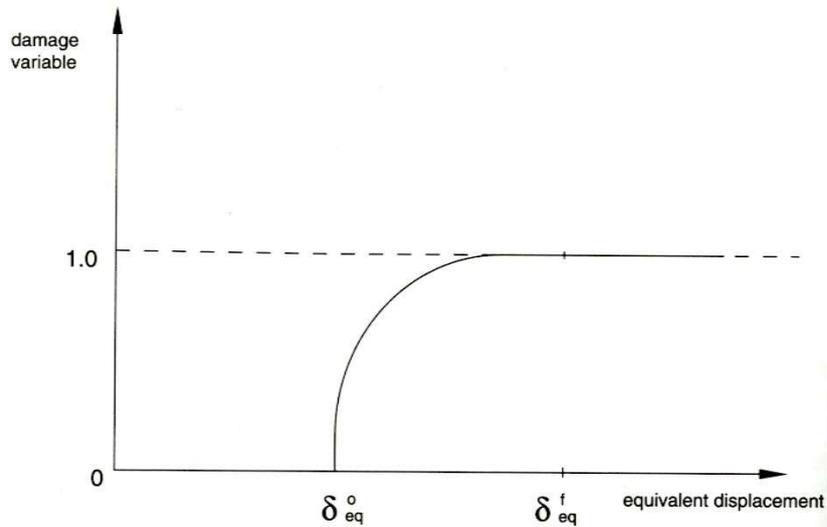


Figure 130 - Courbe d'évolution d'une variable d'endommagement [81].

Cette évolution des variables d'endommagement conduit alors à une courbe déplacement-contrainte telle qu'on peut la voir sur la Figure 131.

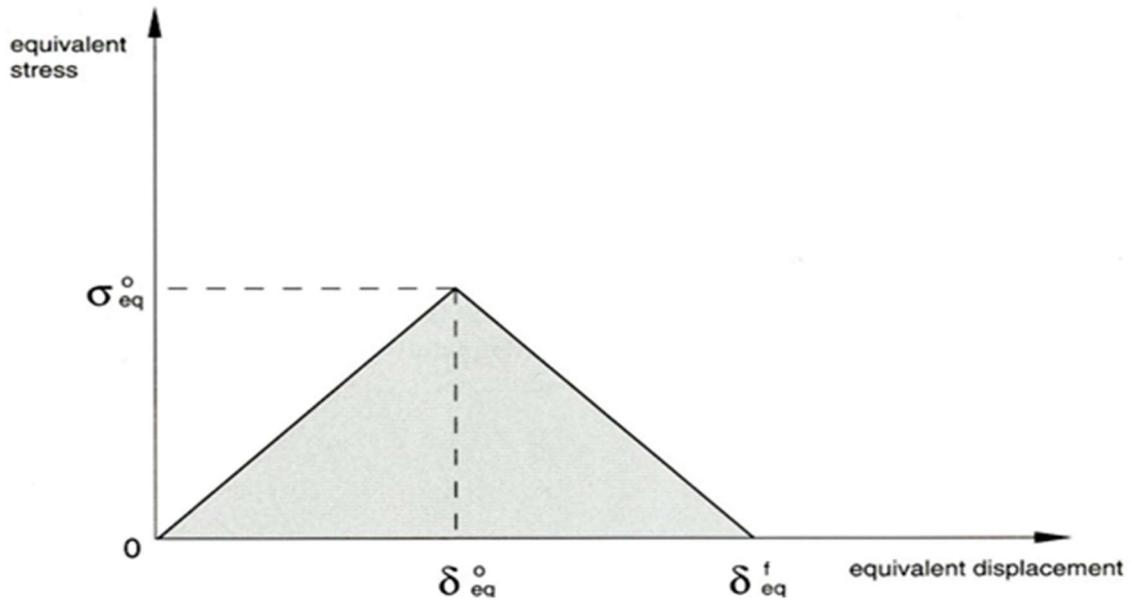


Figure 131 – Courbe déplacement-contrainte montrant l’effet des seuils de déplacement équivalent sur la raideur du matériau [81].

L’expression du déplacement équivalent dépend du mode d’endommagement. Les formes sont les suivantes :

Fibre en tension ( $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$ ) :

$$\delta_{eq}^{ft} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \alpha \varepsilon_{12}^2} \quad \text{Eq. 22}$$

Fibre en compression ( $\hat{\sigma}_{11} < 0$ ) :

$$\delta_{eq}^{fc} = L^c \langle -\varepsilon_{11} \rangle \quad \text{Eq. 23}$$

Matrice en tension ( $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$ ) :

$$\delta_{eq}^{mt} = L^c \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad \text{Eq. 24}$$

Matrice en compression ( $\hat{\sigma}_{22} < 0$ ) :

$$\delta_{eq}^{mc} = L^c \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad \text{Eq. 25}$$

Avec  $L^c$  une grandeur caractéristique dépendant de la géométrie et de la formulation de l'élément utilisé. Le symbole  $\langle \alpha \rangle$  désigne l'opérateur de Macaulay qui est défini par  $\langle \alpha \rangle = (\alpha + |\alpha|)/2$ .

Les valeurs de  $\delta_{eq}^0$  dépendent pour chaque mode de la raideur du matériau ainsi que des limites à rupture spécifiées dans l'initiation de l'endommagement. Les valeurs de  $\delta_{eq}^f$  pour chaque mode dépendent de l'énergie dissipée lors de la rupture, notée  $G^C$ , qui est spécifique à chaque mode et est un paramètre matériau.

Les valeurs des paramètres utilisés sont présentées dans le Tableau 20 et sont issues d'une étude réalisée en interne au CEA/Gramat.

Tableau 20 - Paramètres de la loi d'endommagement des plis de M10.1/UD300.

Contrainte à rupture en tension longitudinale $X^t$ (MPa)	2080
Contrainte à rupture en compression longitudinale $X^c$ (MPa)	1250
Contrainte à rupture en tension transverse $Y^t$ (MPa)	600
Contrainte à rupture en compression transverse $Y^c$ (MPa)	140
Contrainte à rupture en cisaillement longitudinal $S^L$ (MPa)	110
Contrainte à rupture en cisaillement transverse $S^T$ (MPa)	110
Energie dissipée durant l'endommagement pour les fibres en tension $G_{ft}^C$ (J/m <sup>2</sup> )	133000
Energie dissipée durant l'endommagement pour les fibres en compression $G_{fc}^C$ (J/m <sup>2</sup> )	40000
Energie dissipée durant l'endommagement pour la matrice en tension $G_{mt}^C$ (J/m <sup>2</sup> )	600
Energie dissipée durant l'endommagement pour la matrice en compression $G_{mc}^C$ (J/m <sup>2</sup> )	2100

#### V.2.2.2.3. Critère d'initiation de la loi d'endommagement des éléments cohésifs

Le critère d'endommagement choisi pour les éléments dans notre cas est un critère de contrainte quadratique [81]. Il est défini par :

$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad \text{Eq. 26}$$

avec  $t_n^0$ ,  $t_s^0$  et  $t_t^0$  les valeurs maximales de la contrainte quand la déformation est respectivement soit purement normale à l'interface, ou purement dans la première ou dans la seconde direction de cisaillement.

#### V.2.2.2.4. Evolution de la loi d'endommagement des éléments cohésifs

Une fois l'endommagement initié, les composants de la contrainte des éléments cohésifs sont pondérés par une variable d'endommagement  $D$  de la façon suivante :

$$t_n = \begin{cases} (1 - D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \text{sinon (pas d'endommagement de la raideur en compression)} \end{cases} \quad \text{Eq. 27}$$

$$t_s = (1 - D)\bar{t}_s$$

$$t_t = (1 - D)\bar{t}_t$$

avec  $\bar{t}_n$ ,  $\bar{t}_s$  et  $\bar{t}_t$  les composants de la contrainte prédits par le comportement des éléments pour la déformation actuelle sans endommagement.

Plusieurs évolutions de l'endommagement sont disponibles dans Abaqus. Dans notre cas, une évolution de type loi puissance est utilisée. Elle est utilisée dans des cas de contrainte mixte, où des chargements en tension et cisaillement sont combinés. Elle est de la forme :

$$\left\{ \frac{\langle G_n \rangle}{G_n^C} \right\}^a + \left\{ \frac{\langle G_s \rangle}{G_s^C} \right\}^a + \left\{ \frac{\langle G_t \rangle}{G_t^C} \right\}^a = 1 \quad \text{Eq. 28}$$

où  $G_n^C$ ,  $G_s^C$  et  $G_t^C$  correspondent aux énergies totales dissipées quand la rupture complète a lieu respectivement pour un chargement dans la direction normale à l'interface, dans la première direction de cisaillement et dans la seconde direction de cisaillement. Ce sont des paramètres matériaux.

$a$  correspond au coefficient de puissance de la loi et est utilisé pour les trois composantes.

Les valeurs du numérateur  $G_n$ ,  $G_s$  et  $G_t$  sont les valeurs de l'énergie dissipée à l'instant  $t$ . Ces énergies correspondent à l'aire sous la courbe traction-séparation qui définit le comportement d'un élément cohésif (Figure 132).

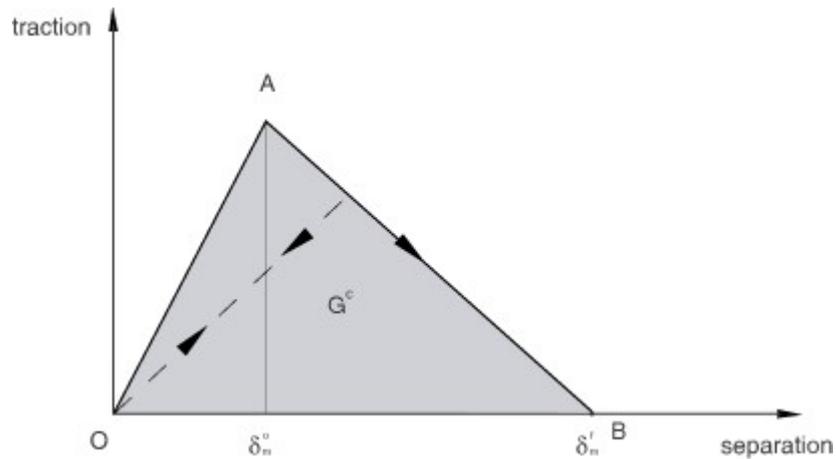


Figure 132 - Courbe traction-séparation pour un déplacement normal à l'interface, l'énergie dissipée correspondant à la surface grisée [81].

Les paramètres utilisés dans le modèle sont détaillés dans le Tableau 21.

Tableau 21 - Paramètres de la loi d'endommagement des éléments cohésifs.

Propriétés	Eléments cohésifs
Valeur maximale de la contrainte dans la direction normale (MPa)	30
Valeur maximale de la contrainte dans la première direction de cisaillement (MPa)	40
Valeur maximale de la contrainte dans la seconde direction de cisaillement (MPa)	40
Energie de rupture dans la direction normale (J/m <sup>2</sup> )	800
Energie de rupture dans la première direction de cisaillement (J/m <sup>2</sup> )	1825
Energie de rupture dans la seconde direction de cisaillement (J/m <sup>2</sup> )	1825
Coefficient puissance	2

## V.2.3. Résultats du modèle et comparaisons aux essais

### V.2.3.1. Déplacements dans la zone d'intérêt

Les déplacements aux points de mesure « centre », « lisse » et « cadre » obtenus par la simulation sont comparés à leurs équivalents expérimentaux obtenus par corrélation d'images. Les résultats de la corrélation d'images étant très proches pour chaque campagne, le choix d'une campagne particulière n'a pas d'importance pour effectuer la comparaison. C'est ici une comparaison entre les résultats numériques et les résultats expérimentaux de l'ETMI A-1 qui est présentée dans la Figure 133 pour les déplacements aux points de mesure.

Pour les déplacements aux niveaux des points « cadre » et « lisse », on observe une fréquence d'oscillation principale très similaire de l'ordre de 300 Hz pour la simulation et pour l'expérimentation. Les amplitudes sont sous-estimées pour le premier pic de près de 50 % pour la lisse et 35 % pour le cadre. Cet écart est important, en dépit d'une sollicitation bien modélisée. Il pourrait être dû à l'absence de prise en compte de la vitesse de déformation du matériau dans son comportement, ce qui expliquerait que ce premier pic soit sous-estimé. Pour le point « lisse », les déplacements sont similaires jusqu'à 3 ms, avec un pic négatif égal à 170  $\mu\text{s}$  et un écart d'environ 25 % au second pic positif. Le dernier pic négatif à 4 ms présente un fort écart en amplitude de près de 5 mm en dépit des périodes des signaux similaires. Pour le point cadre, des écarts sont également présents sur les amplitudes des pics, avec près de 50 % d'écart sur le second pic positif. Les périodes des signaux sont également très similaires.

Pour le point « centre », on note une très bonne corrélation sur la montée du premier pic, allant de 0 à 0.3 ms. Une différence apparaît alors entre le résultat expérimental, qui continue de croître jusqu'à 0.65 ms avant de chuter et le résultat numérique, qui chute dès 0.3 ms. Un second pic positif apparaît vers 1.1 ms dans la simulation et n'est pas visible sur l'expérimentation. Le premier pic négatif présente une amplitude très comparable avec moins de 5 % d'écart dans les deux cas, mais il présente néanmoins un décalage temporel de 0.4 ms entre la simulation et l'expérimentation. Ce décalage se retrouve dans la montée du second pic positif, qui commence peu après 2 ms. Ce décalage est compensé lorsque le maximum de ce pic est atteint, vers 3 ms. Les amplitudes de déplacement sont alors quasiment identiques et la

descente de ce pic présente une très bonne corrélation jusqu'à 3.5 ms. Après ce temps, les signaux divergent.

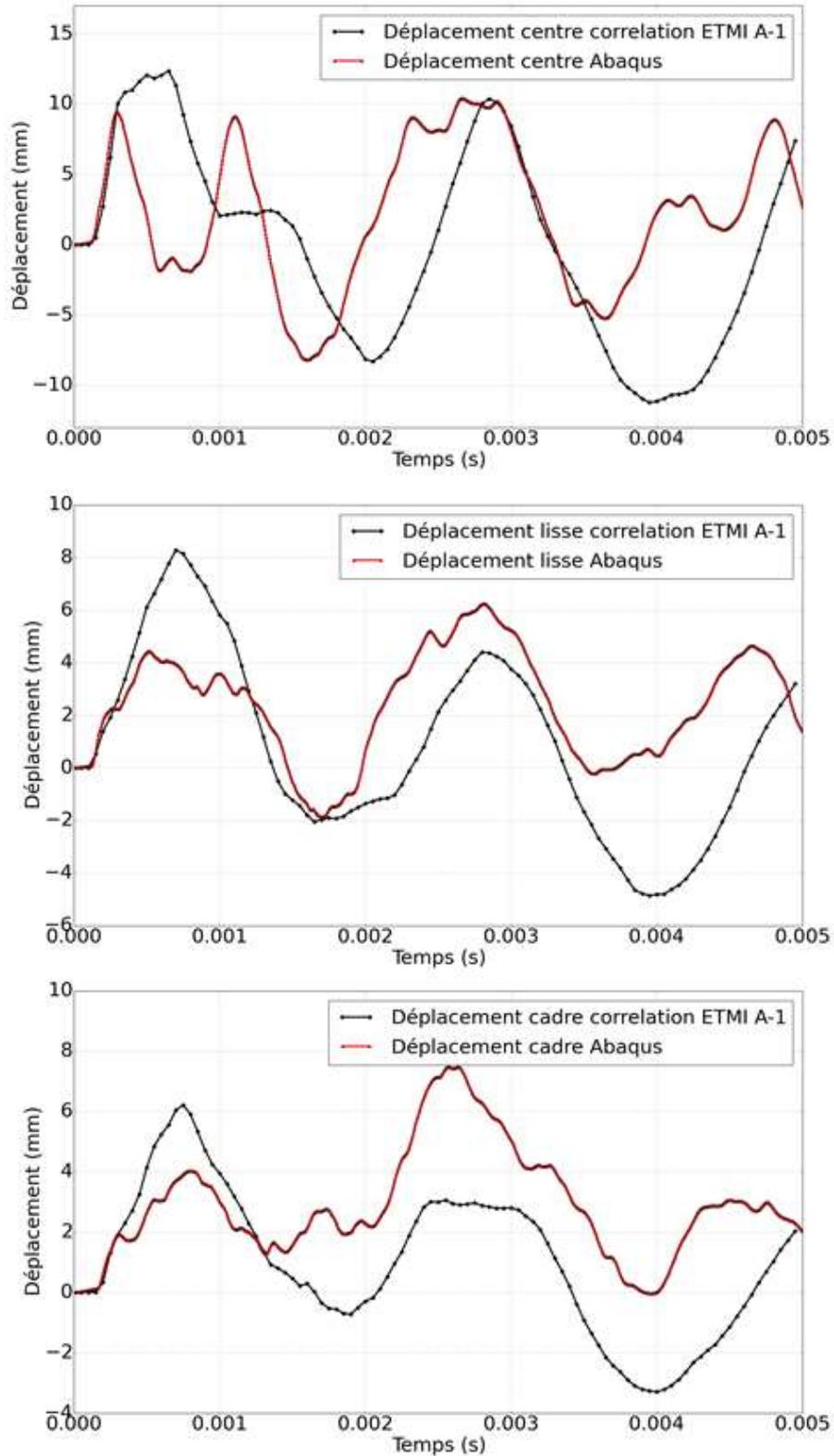


Figure 133 - Comparaison des déplacements expérimentaux pour l'ETMI A-1 et numérique, avec en haut pour le point "centre", au milieu pour le point "lisse" et en bas pour le point "cadre".

Une comparaison des champs obtenus par corrélation d'images et par la simulation numérique est présentée sur la Figure 134. En dépit des écarts en amplitude qui ont pu être observés sur la Figure 133, les bonnes corrélations en termes de phase des signaux font que les formes des champs sont similaires à chaque instant, ce qui semble indiquer que la corrélation observée aux niveaux des points de mesure est valable sur l'ensemble du champ de déplacement.

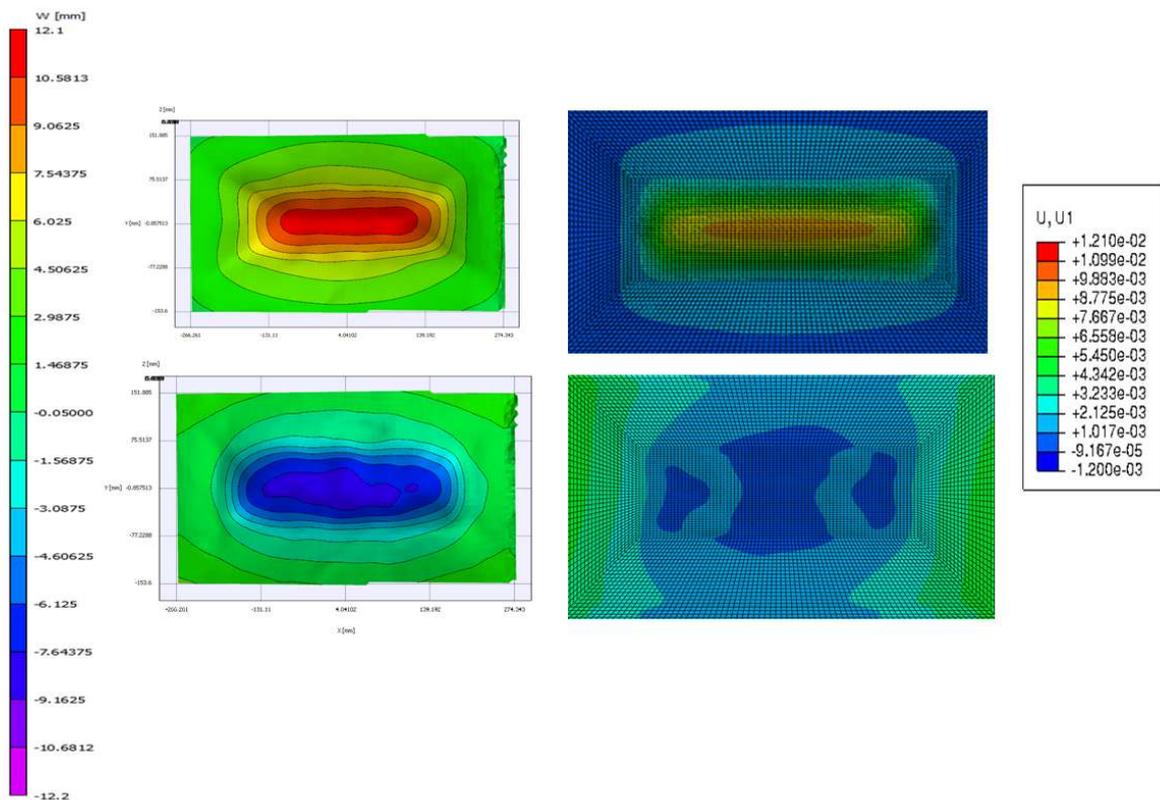


Figure 134 - Comparaison des champs de déplacements hors-plan issus de la corrélation d'images pour l'ETMI A-1 (à gauche) et des simulations (à droite) pour  $t = 300 \mu\text{s}$  (en haut) et  $t = 2000 \mu\text{s}$  (en bas).

### V.2.3.1. Déplacements et rotations de la zone externe

Les déplacements de la zone externe, à la fois dans la reprise de plis et dans la partie épaisse, sont comparés aux résultats expérimentaux obtenus grâce aux interféromètres Doppler fibrés. Les valeurs numériques du déplacement sont extraites aux mêmes emplacements que les IDFs, à la fois dans le sens de la largeur (côté « lisse ») et dans le sens de la longueur (côté « cadre »). La comparaison des signaux se trouvent sur la Figure 135. On rappelle que les IDFs 1 sont situés dans la partie épaisse et sont les plus éloignés de la zone

d'intérêt les IDF 2 et 3 sont situés dans la zone de reprise de plis, le 2 étant plus éloigné que le 3.

Dans le sens de la largeur, le premier pic est atteint au même instant dans la simulation et l'expérimentation pour les IDF 2 et 3 aux alentours de 0.7 ms. Les amplitudes sont cependant plus faibles dans la simulation d'environ 50 %. Suite à ce pic, les valeurs expérimentales présentent une pente négative plus importante que celles numériques et évoluent vers un minimum plus faible de 2 mm que pour la simulation. Pour l'IDF 1, le pic est moins bien défini. Les résultats numériques et expérimentaux présentent cependant un plateau commençant à 1.2 ms, avec un écart d'amplitude d'environ 50 %.

Dans le sens de la longueur, le constat est similaire pour les IDF 2 et 3, avec des pics en phase à 0.8 ms. L'écart d'amplitude est cependant ici plus faible, de l'ordre de 25 à 35 %. Les résultats expérimentaux présentent une redescente vers 0 mm, comme dans le sens de la largeur. Contrairement à ces résultats expérimentaux, le signal numérique présente une descente de quelques dixièmes de mm avant de remonter. Les résultats sont similaires pour l'IDF 1, les grandeurs étant semblables jusqu'au premier pic à 1 ms, puis les courbes divergent.

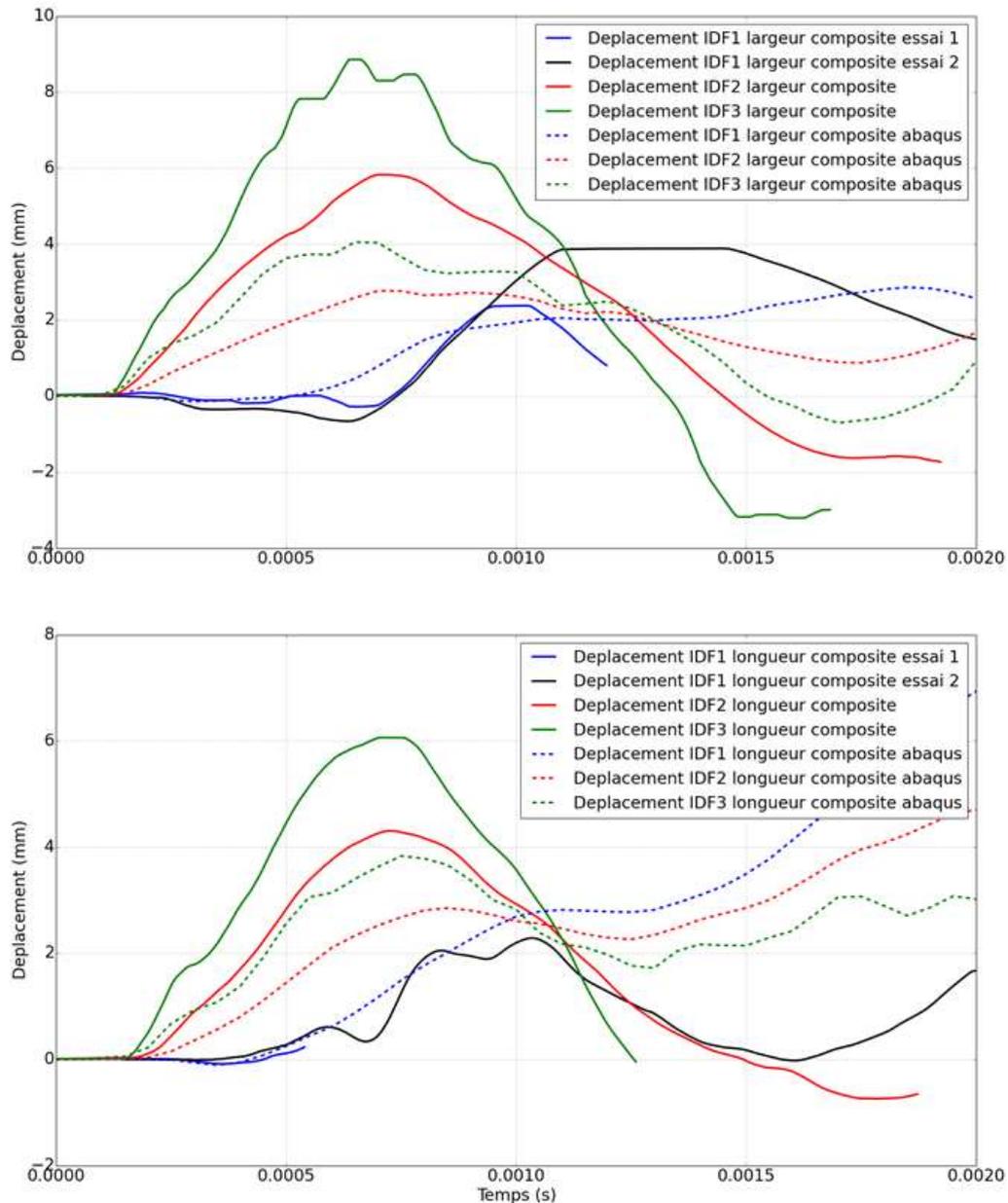
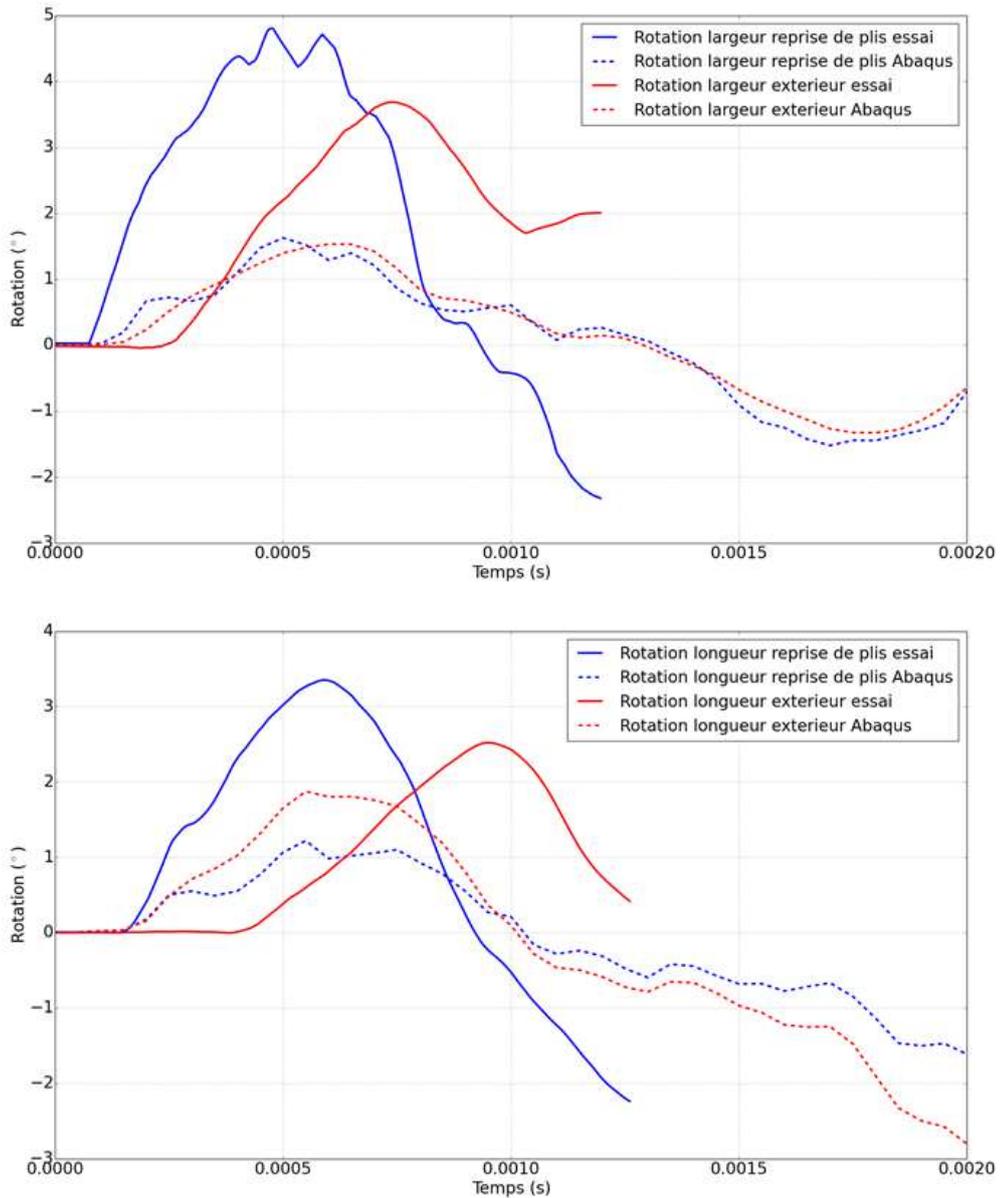


Figure 135 - Comparaison des déplacements des IDFs et de leurs équivalents numériques avec en haut dans le sens de la largeur et en bas dans le sens de la longueur

Ces différences peuvent avoir plusieurs origines. Les ressorts placés dans la zone externe où sont effectués les mesures sont considérés comme des ressorts linéaires parfaits dans le modèle numérique, alors que dans la réalité le chargement dynamique intense qu'ils subissent peut modifier leur réponse, voire rendre les spires jointives, ce qui pourrait limiter l'apport des ressorts au déplacement de l'ETMI. L'épaisseur importante de composite dans la zone externe

pourrait également engendrer des différences entre le modèle et la réalité, le flux de résine important et les variations d'épaisseur pouvant être à l'origine de zones plus ou moins raides.

Comme pour les rotations d'ensemble expérimentales, on peut calculer leurs équivalents numériques à partir des déplacements obtenus aux points des IDFs. La comparaison est présentée sur la Figure 136. Dans le sens de la largeur, les rotations sont très sous-estimées par la modélisation numérique, avec un écart d'amplitude pour le premier pic de 60 % pour la rotation de la zone extérieure et de 65 % pour la zone de reprise de pli. Les maximums des pics sont atteints à des instants similaires, vers 0.7 ms, mais la redescente est beaucoup plus rapide expérimentalement que numériquement. Les résultats sont très similaires dans le sens de la longueur, avec des amplitudes néanmoins plus proches, avec 25 % d'écart pour la zone extérieure et 60 % d'écart pour la zone de reprise de pli.



**Figure 136 - Comparaison des rotations obtenues à l'aide des déplacements des IDFs et de leurs équivalents numériques avec en haut dans le sens de la largeur et en bas dans le sens de la longueur**

### V.2.3.2. Déformations internes

De façon similaire aux comparaisons réalisées dans le chapitre 3 pour le refroidissement de l'ETMI, on extrait ici, aux emplacements des réseaux de Bragg, les déformations dans le sens longitudinal dans le pli où se situe la fibre optique. On rappelle que les mesures n'ont été réalisées que sur les ETMIs fabriqués en étuve, à savoir les ETMIs O-1 et O-2. Les comparaisons des résultats de ces ETMIs sont présentées sur la Figure 137 et la Figure 138 respectivement.

Dans le cas de l'ETMI O-1, les déformations numériques et expérimentales présentent des ressemblances. Pour chaque réseau les variations de déformation sont suivies à la fois numériquement et expérimentalement, notamment un pic de déformation principal vers 0.3 ms suivi d'une descente vers un minimum situé entre 0.4 ms et 0.5 ms suivant le réseau. Les amplitudes de déformation sont proches, avec un écart de 10 à 15 % sur le pic de déformation principal suivant le réseau.

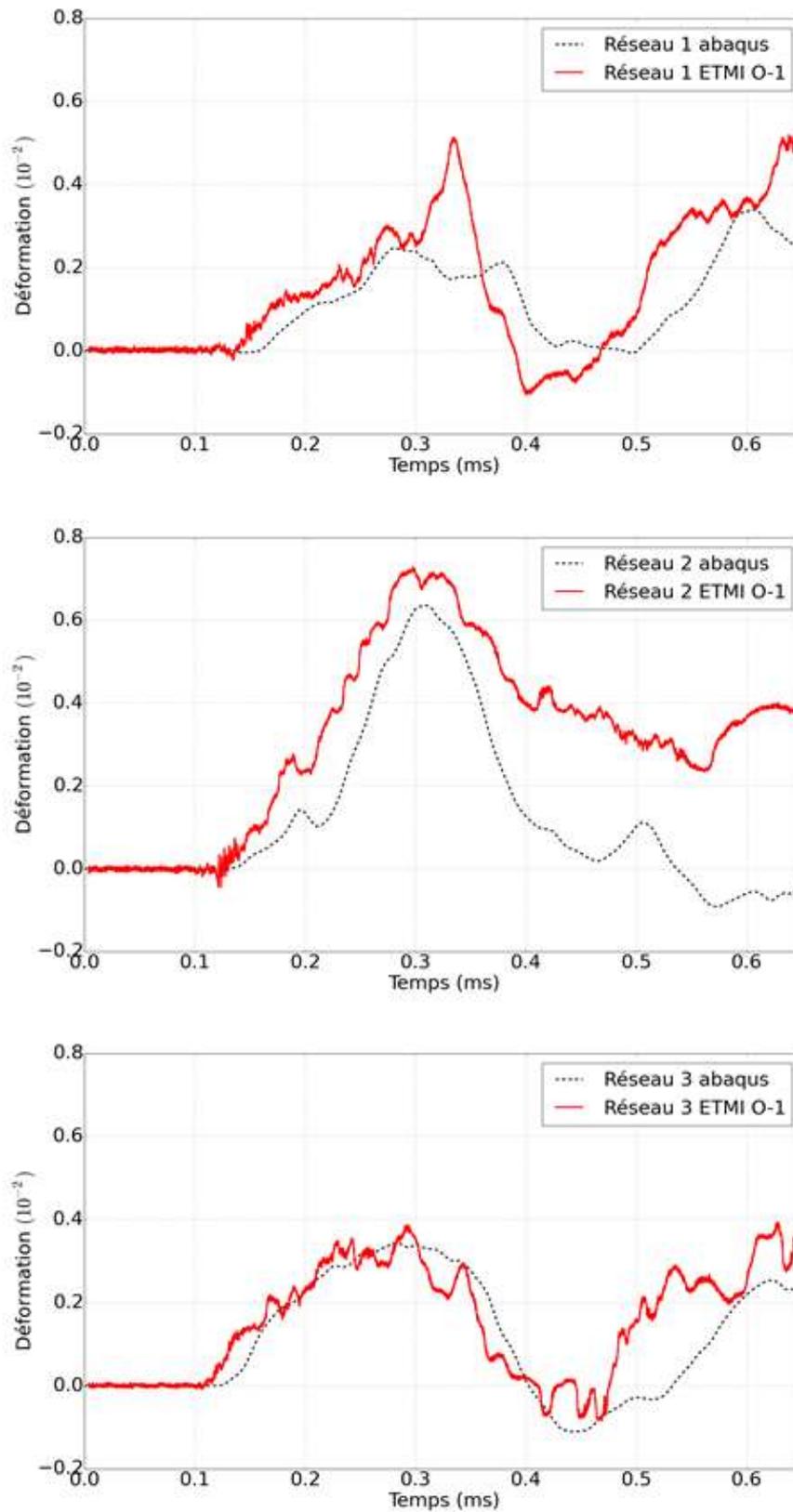


Figure 137 – Comparaison des déformations internes dans le sens longitudinal entre la simulation (noir) et l'expérience (rouge) pour les réseaux de Bragg de l'ETMI O-1.

Dans le cas de l'ETMI O-2, la mauvaise qualité des mesures obtenues par la fibre 1 rendent l'exploitation des résultats difficiles, les données étant fragmentées et présentant des pics abrupts vers 0.18 ms et 0.54 ms. La seconde fibre, munie seulement des réseaux 2 et 3, présente des résultats plus exploitables. Le réseau 2 présente un pic de déformation à 300  $\mu$ s d'une amplitude de  $0.58 \cdot 10^{-2}$ , ce qui représente environ 10 % d'écart avec la simulation. Au niveau du réseau 3, la simulation et l'expérimentation suivent le même comportement sur l'ensemble du premier pic, avec un écart d'amplitude d'environ 15 %.

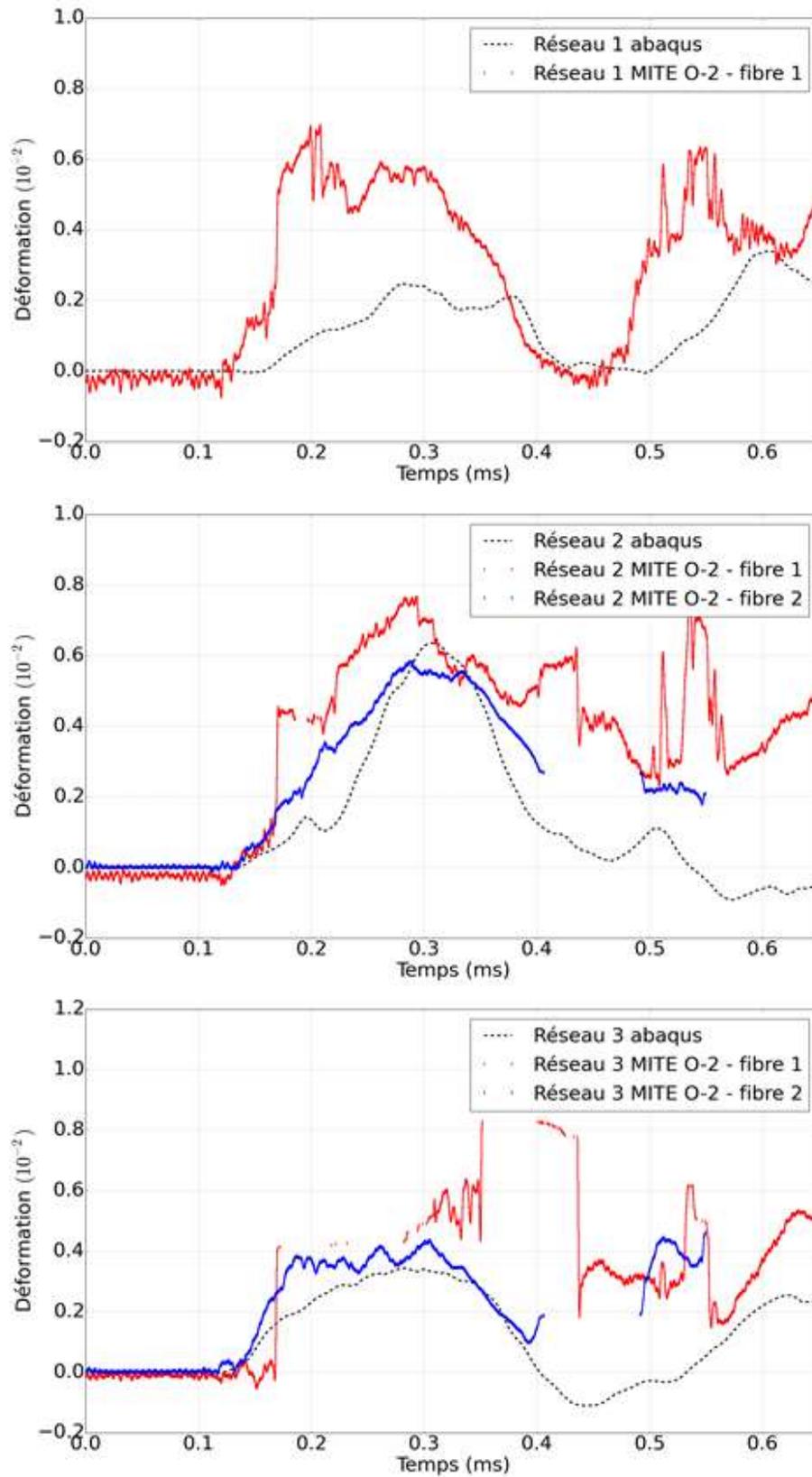


Figure 138 - Comparaison des déformations internes dans le sens longitudinal entre la simulation (noir) et l'expérimentation (rouge et bleu) pour les réseaux de Bragg de l'ETMI O-2.

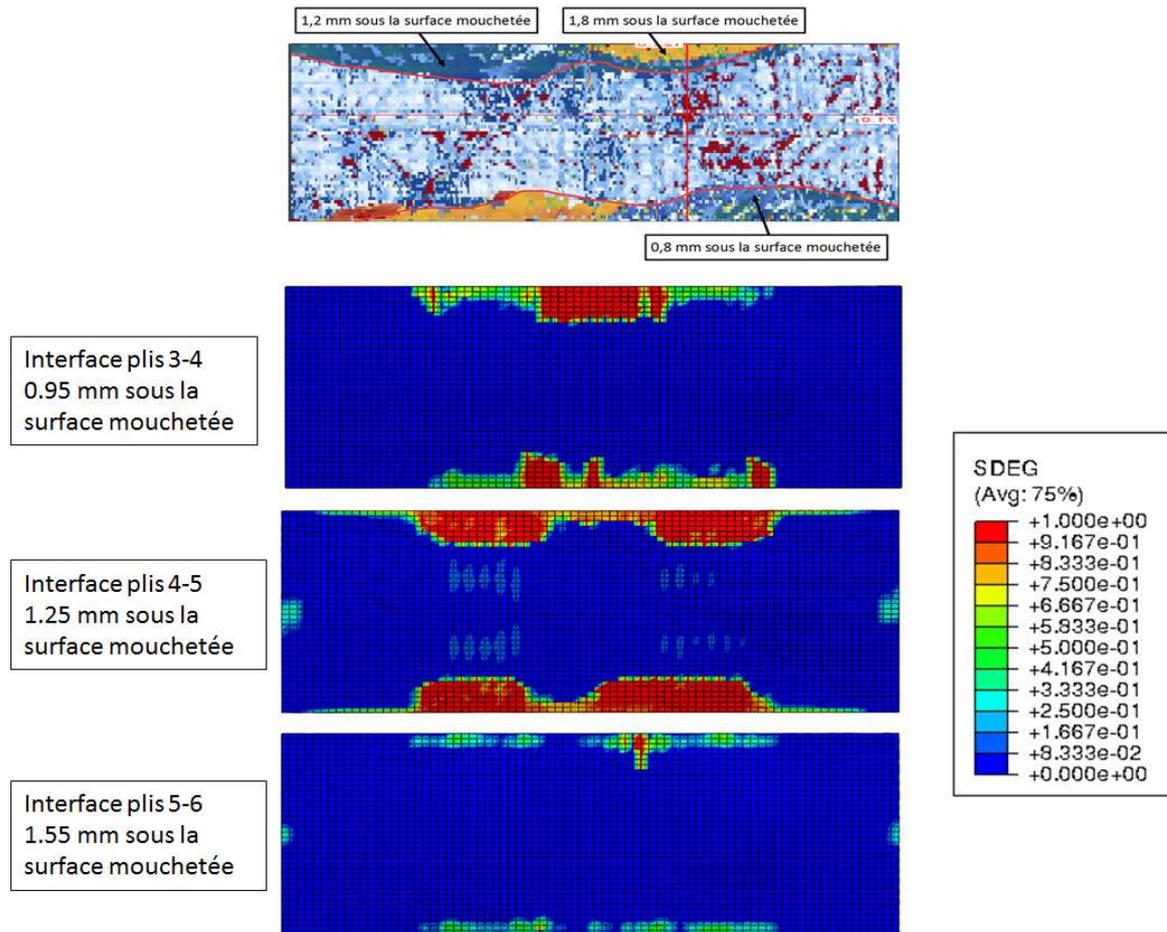
Cette bonne corrélation entre la simulation numérique et les deux essais réalisés nous permet de valider la représentativité de notre modèle numérique aux déformations internes du composite soumis à un souffle.

### V.2.3.3. Endommagement

Les lois d'endommagement implantées dans le modèle à la fois pour les plis et pour les éléments cohésifs nous permettent de comparer l'état d'endommagement à la fin de la simulation à celui mesuré par les moyens de mesure post-mortem présentés dans le chapitre 3.

On repère dans les résultats des simulations des délaminages aux interfaces des plis proches du plan médian du drapage de la zone d'intérêt (voir Figure 139), les plis les plus extérieurs ne présentant que très peu d'endommagement de leurs interfaces. Les profondeurs sous la surface auxquelles des délaminages ont été détectés par ultrasons sont indiquées dans le cas expérimental, et comparées à la localisation du même phénomène prédit par le calcul numérique. On observe dans les deux cas des délaminages qui se concentrent à la frontière de la zone de reprise de plis « cadre ». On distingue plusieurs profondeurs de délaminage dans les résultats expérimentaux, variant par pas d'environ 0.4 mm, ce qui correspond à l'épaisseur des plis composites de la pièce réelle.

Les écarts de profondeur entre chaque pli pour la mesure (0.4 mm) et les résultats numériques (0.3 mm) s'expliquent par la variation d'épaisseur des plis du composite à l'issue de sa cuisson qui ne peuvent pas être pris en compte par le modèle. Cet écart n'empêche cependant pas la corrélation, les plis et les zones endommagés étant les mêmes dans les deux cas.



**Figure 139 - Comparaison des délaminages dans la zone d'intérêt mesurés par ultrason (en haut) et issus des simulations numériques (en bas), l'échelle de couleur représentant l'endommagement des éléments cohésifs.**

En plus de l'endommagement des éléments cohésifs de l'interface, la loi d'endommagement implantée pour les plis permet d'étudier l'endommagement de la fibre et de la matrice du matériau. Cet endommagement est comparé aux résultats issus des photographies prises au tomographe X et à l'état visible de l'ETMI sur la Figure 140. Le critère d'initiation de l'endommagement de la fibre n'est pas atteint dans la simulation de réponse au souffle, que ce soit en tension ou en compression. La matrice est quant à elle endommagée totalement lors de l'essai pour l'ensemble des plis. Les dommages les plus sévères sont situés dans les plis les plus extérieurs, comme le pli n°1 montré sur la Figure 140. Cet endommagement matriciel concorde avec la fissuration de la matrice qui a été observée dans les radiographies prises au tomographe à rayons X de même que les stries qui sont visibles à l'œil nu sur l'ETMI, suite à l'essai de souffle.

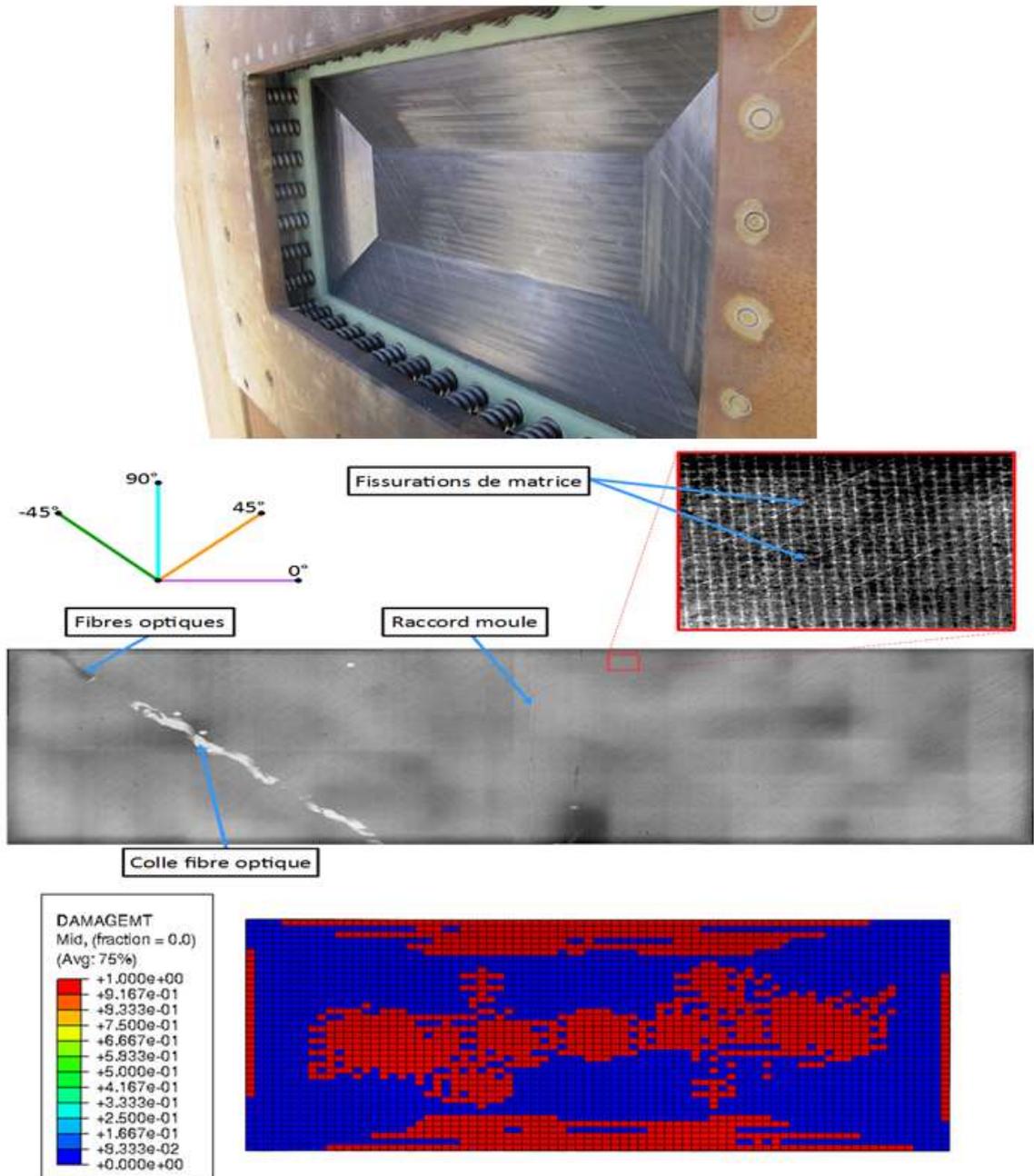


Figure 140 - Comparaison de l'état de l'ETMI après essai (en haut), de l'endommagement matriciel dans la zone d'intérêt vue au tomographe X (au milieu) et de l'endommagement issu des simulations numériques dans le pli n°1 (45°) (en bas) avec l'échelle de couleur représentant l'endommagement matriciel en tension.

## V.3. Conclusion

Afin d'affiner le modèle utilisé pour représenter la sollicitation, l'hydrocode Ouranos a été utilisé. Les différentes équations d'état utilisées ainsi que les enchainements de simulations permettant d'obtenir une représentation 3D de la sollicitation sont présentées. Les résultats des simulations numériques sont comparés aux résultats issus des essais et présentent de bonnes corrélations à la fois en pression, temps d'arrivée et impulsion, ce qui permet de valider le modèle.

Les niveaux de pression obtenus dans la simulation de la sollicitation sont importés dans Abaqus/Explicit pour servir de chargement à un modèle d'ETMI évolué, prenant en compte l'endommagement des fibres et de la matrice, ainsi que le délaminage. Les résultats issus de ce modèle sont comparés aux essais : les déplacements présentent une bonne corrélation d'un point de vue temporel malgré des écarts en amplitude. Les déformations internes présentent des amplitudes et des variations proches. Les délaminages apparaissent au niveau des mêmes plis et à des zones similaires, à savoir au niveau de la zone de bord de lisse. De l'endommagement matriciel apparaît dans le modèle, de même que dans les images de tomographie et à l'inspection visuelle.

Cette bonne corrélation calculs/essais permet de démontrer la viabilité des modélisations numérique : il est désormais possible de prédire numériquement le comportement de la peau d'un fuselage en composite soumise à un souffle interne et de prédire les différents endommagements rencontrés. Il est alors possible d'estimer une masse d'explosif limite risquant de perforer la peau pour une distance donnée, ainsi que de dimensionner des moyens de se protéger de cette menace.

# Conclusion et perspectives

Le but principal de cette étude était de démontrer la faisabilité d'études de vulnérabilité au souffle d'un fuselage en composite à l'aide d'une démarche basée sur l'utilisation d'évaluateurs technologiques multi-instrumentés.

Cette étude a été jugée nécessaire de par le manque d'informations disponibles concernant la vulnérabilité au souffle interne des fuselages composites dans la littérature. Il a été montré dans le Chapitre 1 que les attaques terroristes avec une charge explosive placée dans un avion sont significatives et qu'elles ont toujours lieu de nos jours en dépit des mesures de sécurité actuelles. C'est ce constat de dangerosité qui a poussé la FAA américaine et la CAA britannique à conduire une étude relative à la vulnérabilité au souffle interne des fuselages suite à l'attentat du Vol 103 Pan Am, dit de Lockerbie. Cependant, cette étude a eu lieu dans les années 1990, époque où les composites n'étaient encore qu'émergents dans le monde de l'aéronautique. Aujourd'hui, avec l'apparition d'avions comportant plus de 50 % en masse de matériaux composites, tels que l'A350 ou le B787, il est nécessaire de caractériser la vulnérabilité de ce type de fuselage face à une explosion interne. Des éléments d'informations ont été donnés concernant la menace, à savoir l'onde de souffle générée par un explosif détonnant en cabine.

C'est la multiplicité de cette menace qui a conduit à l'étude de la vulnérabilité du fuselage à l'aide de la démarche ETMI. En effet, de nombreux paramètres peuvent venir modifier la réponse du fuselage à l'explosion, tels que la position de la charge, sa distance par rapport à la peau ou encore sa masse. Réaliser une étude exhaustive de l'ensemble de ces paramètres à l'aide d'un fuselage en composite réel est impossible pour des raisons de coût. Pour faire face à cette multiplicité des scénarios, nous utilisons des pièces de dimensions et coût limités appelées Evaluateurs Technologiques Multi-instrumentés (ETMI). Ces ETMIs prennent part à un dialogue essais/calculs adapté aux structures composites, où des simulations numériques guident le dimensionnement de l'ETMI, qui lui-même sert à recalibrer le modèle suite à des essais.

Le dimensionnement d'un ETMI est présenté dans le Chapitre 2. Cet ETMI est basé sur un objet de référence qui est un fuselage à échelle réduite inspiré des travaux de Kotzakolios dans le cadre du projet européen VULCAN. L'ETMI a pour but d'être représentatif de la vulnérabilité de la peau de ce fuselage entre deux cadres et deux lisses lors d'une explosion d'une charge explosive de faible masse à une faible distance de la peau.

Un modèle numérique de l'objet de référence a été réalisé et sert de base de comparaison pour le dimensionnement. L'ETMI est constitué d'une zone d'intérêt, similaire à la zone de peau entre deux cadres et deux lisses du fuselage et d'une zone externe qui sert à apporter de la raideur à la zone d'intérêt. Le dimensionnement consiste à venir modifier les paramètres de cette zone externe (épaisseur, pente de la zone de reprise de plis, ...) afin d'obtenir des grandeurs cinématiques similaires au niveau de la zone d'intérêt de l'ETMI et de la peau du fuselage. Plusieurs ETMI intermédiaires ont été présentés afin de mettre en évidence l'influence de certains paramètres sur ces grandeurs. La version finale de l'ETMI de vulnérabilité de peau a été présentée à la fin du chapitre et est celle qui est utilisée dans le reste de l'étude.

Le Chapitre 3 traite de la fabrication de l'ETMI dont la géométrie a été définie dans le chapitre précédent. On y a décrit le principe de fabrication d'une pièce composite à l'aide de pré-imprégnés, ainsi que les conditions spécifiques prises pour fabriquer l'ETMI, comme par exemple un empilement de produits d'environnement particulier.

Deux moyens d'élaboration différents ont été mis en œuvre dans ce chapitre : le premier moyen est l'élaboration en autoclave, où la pression, la température et le vide sont contrôlés ; le second moyen est l'élaboration en étuve, où il n'y a pas de pression appliquée lors de la cuisson. Cette étude des moyens d'élaboration permet d'évaluer l'influence du processus de fabrication sur la tenue au souffle de l'ETMI lors de la réalisation des essais.

Le processus de fabrication a été instrumenté afin de connaître l'état interne du composite lors de son élaboration. Le suivi de la température permet de connaître l'état de la matière au cours du temps suivant les indications du fournisseur. En complément, on effectue un suivi des déformations internes du composite à l'aide de fibres optiques à réseaux de Bragg et d'un analyseur de spectre. Ce suivi permet également de mettre en évidence les changements d'état de la matière, mais surtout de quantifier l'état final du composite, qui est le siège de déformations résiduelles dues à des différences de coefficient de dilatation thermique entre la

résine et la fibre. Ces déformations sont de l'ordre de  $200.10^{-6}$  et sont proches pour les deux procédés d'élaboration. Un modèle numérique a été réalisé pour simuler ces déformations et présente une bonne corrélation avec les mesures des fibres optiques.

Le Chapitre 4 a présenté dans un premier temps le choix qui a été fait au niveau de l'instrumentation à mettre en place pour exploiter au mieux les essais de souffle. Les résultats relatifs à la caractérisation de la sollicitation ont été détaillés en premier lieu : les mesures de pression en champ proche ont fourni des résultats exploitables en partie mais ont nécessité des mesures complémentaires en champ lointain pour disposer de suffisamment d'informations. L'utilisation d'une caméra de profil a permis de caractériser la boule de feu ainsi que de suivre l'évolution de l'onde de choc. Cette caractérisation soulève les difficultés de mesure en champ proche, ainsi que le manque de précision du modèle de souffle qui a été utilisé pour le dimensionnement.

Suite à cela, la réponse structurale de l'ETMI a été détaillée. Le déplacement a été mesuré à l'aide de stéréo-corrélation d'images avec des caméras rapides. Pour compléter cette mesure, des interféromètres Doppler fibrés ont été mis en place dans les régions non-accessibles par la corrélation.

Un diagnostic innovant a été développé pour mesurer les déformations internes du composite lors du souffle à l'aide des fibres optiques à réseaux de Bragg qui ont été placées dans l'ETMI lors de sa fabrication. Ce diagnostic permet d'obtenir la déformation du matériau à très haute cadence (100 MHz) dans le sens de la fibre au niveau de l'emplacement des réseaux.

Une étude de l'endommagement a été réalisée sur les ETMI suite aux essais à l'aide d'ultrasons et d'un tomographe X. Cela a permis de mettre en évidence un endommagement matriciel ainsi que des délaminages.

Une très bonne corrélation a été obtenue d'un essai à l'autre au niveau de la réponse structurale de l'ETMI indépendamment du procédé d'élaboration, ce qui laisse supposer que celui-ci n'influe pas de façon visible sur la vulnérabilité au souffle.

Les résultats des essais ont mis en évidence le besoin de développer des modèles plus complexes, notamment au niveau de la représentation de la sollicitation et de l'endommagement de l'ETMI. Pour le premier point, l'hydrocode Ouranos du CEA a été utilisé pour modéliser la détonation de l'explosif et obtenir le profil de pression généré en 3D.

Ce profil a ensuite été importé dans Abaqus/Explicit pour étudier la réponse structurale à partir de cette sollicitation. Ce modèle a également été enrichi d'une loi d'endommagement distinguant les effets sur la fibre et la matrice, de même qu'un modèle de délaminage.

Les résultats des simulations numériques ont été comparés aux essais. Une très bonne corrélation a été trouvée pour la représentation de la sollicitation. Pour la réponse structurale, les signaux de déplacement et de déformations internes sont similaires d'un point de vue temporel, en dépit d'écarts en amplitude. Les endommagements sont proches, notamment pour les délaminages qui présentent des profondeurs et des emplacements similaires.

Cette bonne corrélation calculs/essais permet de démontrer la viabilité des modélisations numérique : il est désormais possible de prédire numériquement le comportement de la peau d'un fuselage en composite soumise à un souffle interne et de prédire les différents endommagements rencontrés. Il est alors possible d'estimer une masse d'explosif limite risquant de perforer la peau pour une distance donnée, ainsi que de dimensionner des moyens de se protéger de cette menace.

Des améliorations pourraient être apportées, notamment sur la connaissance du comportement à haute vitesse de déformation des matériaux utilisés afin d'affiner les modèles numériques.

Dans un futur proche, un fuselage à échelle réduite sera fabriqué dans le cadre de l'ANR BLAST dans lequel s'inscrit cette thèse. Ce fuselage servira à étudier la réponse au souffle expérimentale de l'objet de référence et permettra ainsi de valider la représentativité du modèle de l'objet de référence, qui servait de base au dimensionnement. Il est à noter que même s'il était nécessaire d'apporter des modifications au modèle de l'objet de référence, cela ne modifierait pas la représentativité des ETMIs étudiés au cours de la thèse, ceux-ci étant relatifs à la version originale de l'objet de référence. Dans le cas où des modifications seraient à apporter, une nouvelle géométrie d'ETMI serait dimensionnée par rapport à la nouvelle version.

D'autres évaluateurs, représentants d'autres scénarios d'agression, pourraient également être créés dans le futur en appliquant la même méthodologie, tels que des évaluateurs de déchirure de lisse ou de cadre par exemple, afin d'étudier d'autres configurations de menace.

# Bibliographie

- [1] CAA PAPER 2001/9, Aircraft Hardening Research Programme, Final Overview Report. Civil Aviation Authority, London.
- [2] [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol\\_858\\_Korean\\_Air&oldid=141899139](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol_858_Korean_Air&oldid=141899139)
- [3] [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol\\_772\\_UTA&oldid=146679213](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol_772_UTA&oldid=146679213)
- [4] [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol\\_9268\\_Metrojet&oldid=145807109](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol_9268_Metrojet&oldid=145807109)
- [5] [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol\\_3159\\_Daallo\\_Airlines&oldid=146082620](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol_3159_Daallo_Airlines&oldid=146082620)
- [6] R. C. DeHart, N. L. Basdecas. Blast response of a typical aircraft fuselage structure, final report, contract now-61-0210-C, SwRI project 1025-3. Prepared for Bureau of Naval Weapons, Department of the Navy; 1962.
- [7] [https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol\\_103\\_Pan\\_Am&oldid=145835480](https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Vol_103_Pan_Am&oldid=145835480)
- [8] K. P. R. Smart, THE LOCKERBIE INVESTIGATION: Understanding of the Effects of the Detonation of 'Improvised Explosive Devices' on Aircraft Pressure Cabins. Trans IChemE, Vol 75, Part B, August 1997
- [9] G. Bharatram, Capt. S. A. Schimmels, V. B. Venkayya. Vulnerability Analysis of Aircraft Fuselage Subjected to Internal Detonation.
- [10] G. S. Settles, J. R. Benwood, A. Gatto Joseph. Optical shock wave imaging for aviation security. In: Proceedings of FEDSM '03 4th ASME\_JSME joint fluids engineering conference. Honolulu, Hawaii, USA; July 6–11, 2003.
- [11] T. Kotzakolios. Blast Response of Aircraft Structures. Thèse de l'université de Patras, Grèce, 2011.
- [12] R.L. Veldman et al. Response of pre-pressurized reinforced plates under blast loading. International Journal of Impact Engineering 35 (2008) 240–250
- [13] D. Bonorchis, G.N. Nurick. The analysis and simulation of welded stiffener plates subjected to localized blast loading. International Journal of Impact Engineering 37 (2010) 260–273

- [14] T. Kotzakolios et al. Blast response of metal composite laminate fuselage structures using finite element Modelling. *Composite Structures* 93 (2011) 665–681
- [15] A. Dacko, J. Toczyski. Vulnerability Analysis of Aircraft Fuselage Subjected To Internal Explosion. *The Archive of Mechanical Engineering*, Vol LVIII 2011 Number 4. 10.2478/v10180-011-0024-4
- [16] J. Ju, X. You. Dynamic fracture analysis technique of aircraft fuselage containing damage subjected to blast. *Mathematical and Computer Modelling* 58 (2013) 627–633
- [17] V.A. Phadnis et al. Optimising curvature of carbon fibre-reinforced polymer composite panel for improved blast resistance: Finite-element analysis. *Materials and Design* 57 (2014) 719–727
- [18] W.E. Baker, P.A. Cox, P.S. Westine, J.J. Kuelesz and R.A. Strehlow: *Explosion hazards and evaluation*, Elsevier Scientific Publishing Company, 1983.
- [19] G. F. Kinney, K. J. Graham. *Explosive Shocks in Air*, Second Edition. Springer Science+Business Media, LLC. 1985
- [20] F. Collombet, Y-H Grunevald, L. Crouzeix, B. Douchin, R. Zitoune, Y. Davila, A. Cerisier, R. Thévenin. 10 – Repairing composites. *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*. 2015. Pages 197-227.
- [21] Y.-H. Grunevald, F. Collombet, M. Mulle. Integrated approach for designing composite structures: a new industrial challenge. In: *Proceedings of 34th solid mechanics conference*, Zakopane (Poland); 2002.
- [22] Y.-H. Grunevald, F. Collombet, M. Mulle, P. Ferdinand. Global approach and multiscale instrumentation of composite structures in the field of transportation. In: *Proceedings of 8th Japan international SAMPE Symposium*, Tokyo, vol. 2; 2003. p. 665–75.
- [23] M. Mulle, F. Collombet, P. Olivier, Y.-H. Grunevald. Assessment of cure residual strains through the thickness of carbon–epoxy laminates using FBGs, part I: elementary specimen. *Composite Part A* 2009; 40:94–104.
- [24] A. Cerisier. *Prédiction du comportement d’une réparation structurale collée en escalier : application d’une méthodologie par évaluateurs technologiques*. Thèse de doctorat, université de Toulouse 3 – Paul Sabatier.

- [25] D. Hyde (1988). User's Guide for Microcomputer Programs ConWep and FUNPRO - Applications of TM 5-855-1. Vicksburg, MS.
- [26] Hexply M10,1 Data Sheet, [www.hexcel.com](http://www.hexcel.com)
- [27] T300 Data Sheet, [www.torayca.com](http://www.torayca.com)
- [28] Hexply M9,6 Data Sheet, [www.hexcel.com](http://www.hexcel.com)
- [29] T600 Data Sheet, [www.torayca.com](http://www.torayca.com)
- [30] Y. Davila. Etude multi-échelle du couplage matériau-procédé pour l'identification et la modélisation des variabilités au sein d'une structure composite. Thèse de doctorat, université de Toulouse 3 – Paul Sabatier, 2015.
- [31] KE Tarsha-Kurdi, P. Olivier. Thermoviscoelastic analysis of residual curing stresses and the influence of autoclave pressure on these stresses in carbon epoxy laminate. *Compos Sci Technol* 2002;62:559–65.
- [32] Hexcel Composites, “HexPly M10.1 Product data. FTU287.” 2009.
- [33] K. Shivakumar and A. Bhargava. Stress concentrations caused by embedded optical fiber sensors in composite laminates. *Cmc-Computers Materials & Continua*, 2004. 1(2): p. 173-190.
- [34] WW Morey, G Meltz, WH Glenn. Fiber optic Bragg grating sensors. *SPIE* 1989;1169:98–107.
- [35] M Serge, K Liu, RM Measures. Strain sensing using fiber optic Bragg grating. *SPIE* 1991;1588:255–63.
- [36] AD Kersey, TA Berkoff. Fiber-optic Bragg-grating differential temperature sensor. *IEEE Photonics Technology Letters* 1992;4:1183–5.
- [37] M Mulle, F Collombet, P Olivier, Y-H Grunevald. Assessment of cure residual strains through the thickness of carbon–epoxy laminates using FBGs, part I: elementary specimen. *Compos Part A* 2009;40:94–104.
- [38] V.M. Murukeshan, P.Y. Chan, L.S. Ong, and L.K. Seah, Cure monitoring of smart composites using Fiber Bragg Grating based embedded sensors. *Sensors and Actuators a-Physical*, 2000. 79(2): p. 153-161

- [39] KSC Kuang, R Kenny, MP Whelan, WJ Cantwell, PR Chalker. Embedded fiber Bragg grating sensors in advanced composite materials. *Compos Sci Technol* 2001;61:1379–87.
- [40] P. Ferdinand, *Capteurs à fibres optiques à réseaux de Bragg*. Technical report, Techniques de l'ingénieur, 1999.
- [41] Y-J Rao. In-fiber Bragg grating sensors. *Measure Sci Technol* 1997;8:355–75.
- [42] Y. Okabe, S. Yashiro, R. Tsuji, T. Mizutani, and N. Takeda. Effect of thermal residual stress on the reflection spectrum from fiber Bragg grating sensors embedded in CFRP laminates. *Composites Part a-Applied Science and Manufacturing*, 2002. 33(7): p. 991-999.
- [43] Eli Voet, *In-situ Deformation Monitoring of Aerospace Qualified Composites with Embedded Improved Draw Tower Fiber Bragg Gratings*, Ph.D Thesis, Gent University.
- [44] ABAQUS analysis user manuel version 6.13, Dassault System Simulia
- [45] G. H. Guerke, *Evaluation of Blast Pressure measurements*.
- [46] J. M. Dewey, *Measurement of the Physical Properties of Blast Waves*, O. Igra and F. Seiler (eds.), *Experimental Methods of Shock Wave Research*, Shock Wave Science and Technology Reference Library 9, DOI 10.1007/978-3-319-23745-9\_2.
- [47] E.D. Esparza, *Blast measurements and equivalency for spherical charges at small scaled distances*. *International Journal of Impact Engineering* 1986;4:23e40.
- [48] D.H. Edwards et al, *Blast wave measurements close to explosive charges*. *Shock Waves* (1992) 2: 237-243.
- [49] J-J Orteu. - *Mesure 3D de formes et de déformations par stéréovision*. –Technique de l'Ingénieur (BM 7 015).
- [50] V. Tiwari et al. / *Application of 3D image correlation for full-field transient plate deformation measurements during blast loading*, *International Journal of Impact Engineering* 36 (2009) 862–874.
- [51] Strand, O.T., Goosman, D.R., Martinez, C., Whitworth, T.L., Kuhlow, W.W., 2006. Compact system for high-speed velocimetry using heterodyne techniques. *Review of Scientific Instruments* 77 (8).

- [52] Y. Barbarin et al. Dynamic dispersive spectrometer using a fiber Bragg grating for high pressure measurements, Proc. IEEE SENSORS, (2016).
- [53] Y. Barbarin et al. Dynamic Measurements of Physical Quantities in Extreme Environment using Fiber Bragg Grating, Proc. OFS, (2017).
- [54] Rodriguez G. et al. Coherent pulse interrogation system for fiber Bragg grating sensing of strain and pressure in dynamic extremes of materials, 1 Jun 2015 | Vol. 23, No. 11 | DOI:10.1364/OE.23.014219 | OPTICS EXPRESS 14219.
- [55] A. Ganier, F. Mathe, Le contrôle non destructif par ultrasons, Les défis du CEA n°200, Septembre 2015.
- [56] M. Cherfaoui, Essais non destructifs, Techniques de l'ingénieur, 2006.
- [57] Fiche produit OmniScan SX, [www.olympus-ims.com](http://www.olympus-ims.com)
- [58] La tomographie à rayons X, [www.cetim.fr](http://www.cetim.fr)
- [59] C. Thierry, Tomographie à rayons X, Techniques de l'ingénieur, 2013.
- [60] J. G. Anderson, G. Katselis, & C. Caputo (2002). Analysis of a Generic Warhead Part-I : Experimental and Computational Assessment of Free Field Overpressure. Defence Science and Technology (DSTO-TR-1313). Edinburgh, South Australia.
- [61] B. Luccioni, D. Ambrosini, & R. Danesi (2006). Blast Load Assessment Using Hydrocodes. Engineering Structures, 28(12): 1736-1744.
- [62] F. Wang, Y. K. M. Wan, O. Y. K. Chong, C. H. Lim, & E. T. M. Lim, (2008). Reinforced Concrete Slab Subjected to Close-in Explosion. LS-DYNA Conference: Bamberg,
- [63] P. Sherkar, A. S. Whittaker, & A. J. Aref (2010). Modelling the Effects of Detonations of High Explosives to Inform Blast Resistant Design. University of Buffalo, State University of New York (Technical report MCEER-10-0009). New York.
- [64] D. Cormie, J. Shin, A. S. Whittaker, & A. J. Aref (2014a). Air Blast Effects on Civil Structures. State University of New York (MCEER-14-0006). University of Buffalo.
- [65] A.S.C.E. (2011). Blast Protection of Buildings: Standard ASCE/SEI 59-11: American Society of Civil Engineers (ASCE). USA.

- [66] A. Dua, B. Braimah. State-of-the-art in near-field and contact explosion effects on reinforced concrete columns. Resilient infrastructure, London 2016.
- [67] S. E. Rigby, A. Tyas, S. D. Clarke, S. D. Fay, J. A. Warren, I. Elgy & M. Gant (2014b). Testing Apparatus for the Spatial and Temporal Pressure Measurements from near-Field Free Air Explosions. 6th International Conference on Protection of Structures Against Hazards: Tianjin, China.
- [68] C.Y. Tham. Numerical simulation on the interaction of blast waves with a series of aluminum cylinders at near-field, International Journal of Impact Engineering 36 (2009) 122–131
- [69] B. Zakrisson, B. Wikman, H.-Å. Häggblad. Numerical simulations of blast loads and structural deformation from near-field explosions in air. International Journal of Impact Engineering 38 (2011) 597-612.
- [70] A. Dacko, J. Toczyski. Vulnerability analysis of aircraft fuselage subjected to internal explosion. The archive of mechanical engineering VOL LVIII (2011) Number 4. 10.2478/v10180-011-0024-4
- [71] G. Bharatram, S. A. Schimmels, V. B. Venkayya. Vulnerability Analysis of Aircraft Fuselage Subjected to Internal Detonations. US Air Force report.
- [72] N. K. Birnbaum, N. J. Francis, and B. I. Gerber (1999). "Coupled techniques for the simulation of fluid-structure and impact problems." Comput.Assis.Mech.Eng.Sci., 6(3/4), 295-312.
- [73] H. Jourden, J.-M. Sibeaud, M. Adamczewski (1995). Logiciel Ouranos : présentation générale et utilisation en détonique. Revue Scientifique et Technique de Défense 4, 51-58.
- [74] M. L. Wilkins, R.E. Blum, E. Cronshagen, P. Grantham. "A method for computer simulation of problems in solid mechanics and gas dynamics in three dimensions and time", Lawrence Livermore Laboratory Rept. UCRL-51574, 1974.
- [75] S.K. Godunov (1959). A Finite Difference Method for the Numerical Solution of Discontinuous Solutions of the Equation of Fluid Dynamics. Mat. Sb 47.
- [76] P. Woodward Vand P. Colella (1982). The numerical simulation of two-dimensional fluid flow with strong shocks. Lawrence Livermore Laboratory Report UCRL-86952.

- [77] F. Malaise, F. Collombet, J.Y. Tranchet. An experimental investigation of ceramic block impenetrability to high velocity long rod impact. *Journal de physique IV* 10 (2000).
- [78] JWL Equations of State Coeffs. for High Explosives Lee Finger & Collins. UCID-16189, 1973)
- [79] S.G. Andreev et al, *Physique des explosions*, vol. 1 (2002), édition Phizmatlit, ISBN 5-9221-0219-2 (en russe)
- [80] F.D. Murnaghan. The compressibility of media under extreme pressures. In *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, volume 30, pages 244-247, 1944.
- [81] ABAQUS user manuel version 6.3, Dassault System Simulia
- [82] A. Matzenmiller, J. Lubliner, and R. L. Taylor, “A Constitutive Model for Anisotropic Damage in Fiber-Composites,” *Mechanics of Materials*, vol. 20, pp. 125–152, 1995.
- [83] Z. Hashin, “Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites,” *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, pp. 329–334, 1980.
- [84] Z. Hashin, and A. Rotem, “A Fatigue Criterion for Fiber-Reinforced Materials”, *Journal of Composite Materials*, vol. 7, pp. 448–464, 1973.
- [85] P. Camanho., and C. G. Davila, “Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials,” NASA/TM-2002–211737, pp. 1–37, 2002.
- [86] I. Lapczyk., and J. A. Hurtado, “Progressive Damage Modeling in Fiber-Reinforced Materials,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 38, no.11, pp. 2333–2341, 2007.

# Table des illustrations

Figure 1 – Accidents causés par la présence d’engins explosifs improvisés sur des aéronefs de plus de 5700 kg entre 1970 et Juillet 1995 pour les avions à fuselage étroit et large [1]. .....	8
Figure 2 - Images des dégâts provoqués par l'explosion d'une bombe sur le fuselage du Vol 3159 Daallo Airlines. ....	8
Figure 3 - Restes du vol 103 Pan Am.....	9
Figure 4 – Séquence de ruine du fuselage du Vol 103 Pan Am [8]. .....	10
Figure 5 – Effet d’une charge explosive dans un fuselage non renforcé (en haut), soute à bagage renforcée par un liner (en bas à gauche) et soute à bagage renforcée après tir (en bas à droite) montrant des dommages sur les raidisseurs mais pas de rupture de peau [1]. .....	11
Figure 6 - Comparaison de l’utilisation des matériaux composites entre une ancienne génération d'avion à dominante métallique avec l'Airbus A320 et le Boeing 777-200 à gauche et une génération récente avec l'Airbus A380 et le Boeing 787 à droite. ....	13
Figure 7 - Profil de pression totale $P(t)$ caractéristique de l’onde de souffle consécutive à une détonation.....	17
Figure 8 : Pyramide des essais. ....	19
Figure 9 – Démarche de la « boîte à outils ETMI ».....	24
Figure 10 - Démonstrateur utilisé dans le cadre de la thèse de Kotzakolios [11] servant d’inspiration à l’objet de référence de l’étude.....	28
Figure 11 - Vue Abaqus de la géométrie du modèle de l'objet de référence.....	28
Figure 12 - Profil d'un cadre en C d’après [11].....	29
Figure 13 - Profil d'une lisse d’après [11].....	30
Figure 14 - Géométrie d'un clip choisie pour notre étude.....	30
Figure 15 – Vue de l’emplacement de la charge dans le fuselage (en haut) et vue d’un niveau de pression à un instant $t$ . ....	32

Figure 16 - Profil de pression généré par CONWEP au point central de la zone d'intérêt avec $p_0$ et $t_0$ des valeurs de référence permettant d'adimensionner le profil.....	33
Figure 17 - Maillage du fuselage via Abaqus avec représentation de la peau (en vert) et les cadres (en rouge), les lisses (en gris) et les clips (en bleu). .....	34
Figure 18 – Séquence d'empilement des plis de M10.1/UD300CHS.....	37
Figure 19 - Vue des grandeurs cinématiques étudiées pour l'ETMI (à gauche) et le fuselage (à droite) : le déplacement hors-plan est représenté par la flèche droite, et les rotations par les flèches courbes. ....	39
Figure 20 - Points d'étude des déplacements des zones d'intérêt (évaluateur et objet de référence).....	39
Figure 21 - Vue de l'évaluateur de vulnérabilité de peau (en haut à gauche vue en coupe, en haut à droite vue de dessus) avec mise en comparaison des différentes zones avec l'objet de référence.....	40
Figure 22 - Schéma du positionnement de l'évaluateur dans son support (en haut à gauche) et les ressorts ainsi que les barreaux en fibre de verre les accueillant (en bas à droite). ....	41
Figure 23 - Positionnement de la charge explosive (à gauche) et zone de l'évaluateur chargée par le souffle (à droite) les ressorts apparaissant en violet.....	42
Figure 24 – Exemple de modélisation de la zone de reprise de plis sous Abaqus dans un cas avec 10 marches. ....	43
Figure 25 – Comparaison entre la géométrie réelle de l'évaluateur (à gauche) avec vue de dessus (en haut) et vue en coupe (en bas) et l'évaluateur modélisé avec Abaqus (à droite) avec vue de dessus (en haut) et vue en coupe avec affichage des sections (en bas). ....	44
Figure 26 - Vue du maillage en coque de l'évaluateur avec la zone d'intérêt en gris, la zone de reprise de plis en bleu et la zone épaisse (en orange, la localisation des barreaux de fibres de verre pour le centrage des ressorts et en beige la zone externe). ....	45
Figure 27 – Liaison entre l'ETMI et son support à l'aide de ressorts (vue de profil).....	49
Figure 28 - Vue des trois configurations prises en exemples pour montrer le rôle de certains paramètres avec, en haut la configuration de base, au milieu celle avec plus de ressorts et en bas celle avec une épaisseur plus élevée à pente égale. ....	51

Figure 29 - Comparaison des champs de déplacement hors-plan en mm à $t = 100 \mu s$ entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite). .....	52
Figure 30 – Evolution des déplacements dans les trois configurations de comparaison. ....	53
Figure 31 - Déplacements hors-plan des différents points d'étude de l'ETMI définitif et du fuselage.....	54
Figure 32 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau de la lisse dans les trois configurations. ....	55
Figure 33 - Rotations en radian au niveau du point « lisse » des trois configurations.....	56
Figure 34 - Comparaison des champs de rotations (en radian) au niveau des lisses à $t = 100 \mu s$ entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite). ....	57
Figure 35 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau de la lisse pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.....	57
Figure 36 – Rotations en radian au niveau du point « lisse » pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.....	58
Figure 37 - Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau du cadre dans les trois configurations. ....	59
Figure 38 - Rotations en radian au niveau du point « cadre »des trois configurations. ....	59
Figure 39 - Comparaison des champs de rotations (en radian) au niveau des cadres à $t = 100 \mu s$ entre l'ETMI définitif (gauche) et le fuselage (droite). ....	60
Figure 40- Rotations maximales (en radian) de la zone de rotation au niveau du cadre pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge).....	61
Figure 41 - Rotations maximales (en radian) au niveau du point « cadre » pour l'ETMI (bleu) et le fuselage (rouge), la croix noire indiquant le lieu des prises de mesure.....	61
Figure 42 - Dimensions finales de l'ETMI avec vue en coupe (à gauche) et vue de dessus (à droite) .....	62
Figure 43 - Répartition des plis de matière dans les différentes zones de l'évaluateur composite avec ; en haut à gauche, la stratification de la zone épaisse externe ; en haut à droite, la stratification de la zone épaisse externe et des barres (haute et basse) en fibres de	

verre ; en bas à gauche, la stratification de la zone d'intérêt et en bas à droite, la stratification de la 1 <sup>ère</sup> marche de la zone de reprise de plis.....	63
Figure 44 – Positionnement des ressorts sur l'ETMI avec en haut la vue de dessus et en bas une vue de 3/4. ....	65
Figure 45 - Cycle de cuisson typique pour une plaque épaisse en M10.1/T300. [30].....	69
Figure 46 - Vue du moule en aluminium utilisé lors du drapage de l'ETMI. La forme pyramidale au centre permet d'obtenir la pente de la zone de reprise de plis. ....	70
Figure 47 - Plis de la face avant de l'ETMI drapé dans le fond du moule. ....	71
Figure 48 - Vues des bandes de M9.6/UD600 servant à créer la zone de reprise de plis. ....	71
Figure 49 - Vue de l'ETMI drapé avant cuisson.....	72
Figure 50 – Superposition des différents produits d'environnement utilisés lors de la cuisson d'un ETMI.....	73
Figure 51 - Vue de l'ETMI A-2 dans l'autoclave avant cuisson.....	74
Figure 52 - Cycle de cuisson de l'ETMI A-1 réalisé en autoclave. ....	75
Figure 53 - Cycle de cuisson de l'ETMI A-2 réalisé en autoclave. ....	76
Figure 54 - Vue de l'ETMI O-1 dans l'étuve avant cuisson. ....	77
Figure 55 - Cycle de cuisson de l'ETMI O-1 réalisé en étuve. ....	78
Figure 56 - Cycle de cuisson de l'ETMI O-2 réalisé en étuve. ....	79
Figure 57 - Principe de fonctionnement d'une fibre optique à réseau de Bragg .....	80
Figure 58 – Mesures LUNA (à gauche) : amplitude du signal en fonction de la longueur parcourue le long de la fibre. Spectre LUNA (à droite) : amplitude du signal en fonction de la longueur d'onde.....	83
Figure 59 - Placement des réseaux de la fibre optique dans un ETMI vu du dessus (gauche). A droite, vue de l'empilement des plis de la zone d'intérêt avec emplacement de la fibre. ....	84
Figure 60 – Champ de déformation du modèle de dimensionnement dans le pli n°3 au moment où la déformation est la plus importante, avec une déformation inférieure à la déformation à rupture de la silice. ....	84

Figure 61 - A gauche : vue du bloc de silicone où le connecteur est moulé avant cuisson. A droite : vue du connecteur après cuisson une fois le bloc enlevé.....	85
Figure 62 - Décalage en longueur d'onde mesuré lors de la fabrication en autoclave. ....	87
Figure 63 - Différence entre le décalage en longueur d'onde des réseaux et le décalage théorique calculé au thermocouple lors de la cuisson en autoclave.....	88
Figure 64 – Déformations calculées à partir de la différence de décalage en longueur d’onde lors de la cuisson en autoclave. ....	89
Figure 65 - Décalage en longueur d'onde mesuré lors de la fabrication en étuve.....	90
Figure 66 - Différence entre le décalage en longueur d'onde des réseaux et le décalage théorique calculé au thermocouple lors de la cuisson en étuve.....	90
Figure 67 - Déformations calculées à partir de la différence de décalage en longueur d’onde lors de la cuisson en étuve.....	91
Figure 68 – Maillage de l’ETMI 3D. Détail de la zone d’intérêt de l’ETMI est présenté dans le coin en bas à droite. Les éléments coques épaisses sont représentés en gris et les éléments cohésifs en bleu. ....	93
Figure 69 - Champ des déformations dans le sens des fibres à la fin du refroidissement de l'ETMI O-1. La zone représentée ici est le pli de la ZI où la fibre optique est insérée.....	95
Figure 70 – Déformations expérimentales des trois réseaux (en vert) et leur équivalent numérique durant le refroidissement lors de la fabrication de l’ETMI A-1.....	97
Figure 71 - Déformations expérimentales des trois réseaux (en vert) et leur équivalent numérique durant le refroidissement lors de la fabrication de l’ETMI O-1.....	98
Figure 72 - Schéma de principe d'un capteur piézoélectrique de pression utilisé lors des mesures. Modèle 113A32 PCB PIEZOTRONICS.....	102
Figure 73 - Principe de détermination du champ de déplacement 3D par stéréo-corrélation d'images [1]. ....	105
Figure 74 - Vue du mouchetis réalisé sur la face arrière de l'évaluateur en composite. ....	106
Figure 75 - Positionnement des caméras de stéréo-corrélation à gauche et principe de la mesure à droite. ....	107

Figure 76 - Etapes d'exploitation des données de stéréo-corrélation avec de gauche à droite le passage du mouchetis aux vecteurs de déplacement puis aux champs de déformations. ....	107
Figure 77 – Vue générale de l'emplacement des IDFs. ....	110
Figure 78 - Schéma de principe (en haut) et montage expérimental "BraggPulse" (en bas). ....	111
Figure 79 - Principe du contrôle par contact (à gauche) et palpation de la zone d'intérêt de l'ETMI (à droite).....	113
Figure 80 - Principe du contrôle par immersion (à gauche) et ETMI dans la cuve à ultrasons (à droite). ....	114
Figure 81 - Support de maintien de l'évaluateur sur le plateau du tomographe avec vue de la zone d'intérêt à gauche et du dos de l'ETMI moucheté à droite.....	115
Figure 82 – Localisation des points d'étude des déplacements de la zone d'intérêt. ....	116
Figure 83 - Montage expérimental utilisé pour les essais sur ETMI avec à gauche face avant et à droite face arrière.....	117
Figure 84 – A gauche, vue en coupe de l'évaluateur dans son support avec le positionnement des ressorts dans leurs barreaux en fibre de verre (orange). A droite, vue des ressorts mis en place sur l'évaluateur en aluminium. ....	118
Figure 85 – Différence de sollicitations entre une onde de choc en champ lointain (à gauche) et en champ proche (à droite) [67]. ....	119
Figure 86 - Positionnement des capteurs de pression sur la plaque en acier rigide (gauche) et d'un des deux capteurs de pression incidente au niveau des ressorts (droite). ....	121
Figure 87 - Positionnement des capteurs sur pied.....	122
Figure 88 - Surpressions obtenues par les capteurs de pression dans la plaque en acier. ....	124
Figure 89 - Extrapolation des surpressions réfléchies par une équation de Friedlander modifiée pour le centre (en haut), la lisse (milieu) et le cadre (en bas). ....	126
Figure 90 - Surpression obtenue par les capteurs de pression au niveau des ressorts dans la plaque en acier.....	127
Figure 91 - Surpression obtenue par les capteurs de pression incidente sur pied les plus proches (2D - 1 cm et 2D - 1.5 cm).....	129

Figure 92 - Surpression obtenue par les capteurs de pression incidente sur pied (3D +14 cm et 3D +10.5 cm).....	129
Figure 93 - Surpression obtenue par le capteur de pression réfléchi sur pied (2D + 17.5 cm). .....	130
Figure 94 - Vue de la boule de feu par la caméra de profil à $t = 0.6$ ms (à droite). ....	131
Figure 95 - Evolution de l'onde de choc sur les images traitées de la caméra de profil entre $t = 900 \mu\text{s}$ (à gauche) et $t = 950 \mu\text{s}$ (à droite). ....	132
Figure 96 - Positionnement des IDF relativement à la face de l'évaluateur faisant face au souffle, le centre de la zone d'intérêt étant indiqué par la croix rouge. ....	133
Figure 97 - Vitesses ponctuelles mesurées par les IDF pour les évaluateurs en composite. ....	135
Figure 98 - Vitesses ponctuelles mesurées par les IDF pour l'évaluateur en aluminium.....	135
Figure 99 - Déplacements obtenus par IDF dans le sens de la largeur pour les évaluateurs en composite. ....	136
Figure 100 - Déplacements obtenus par IDF dans le sens de la longueur pour les évaluateurs en composite.....	136
Figure 101 - Déplacement obtenus par IDF dans le sens de la largeur pour l'évaluateur en aluminium.....	137
Figure 102 - Déplacement obtenus par IDF dans le sens de la longueur pour l'évaluateur en aluminium.....	138
Figure 103 - Rotations des différentes zones au cours du temps dans les deux directions (longueur et largeur) de l'ETMI en composite.....	139
Figure 104 - Rotations des différentes zones au cours du temps dans les deux sens de l'ETMI en aluminium.....	140
Figure 105 - Evolution du champ de déplacement hors-plan d'un ETMI en composite à différents instants. ....	141
Figure 106 - Evolution du déplacement du point central au cours du temps pour les trois ETMIs en composite. ....	142

Figure 107 - Evolution du déplacement du point de la lisse au cours du temps pour les trois ETMIs en composite. ....	142
Figure 108 - Evolution du déplacement du point du cadre au cours du temps pour les trois ETMIs en composite. ....	143
Figure 109 - Evolution du déplacement du point central au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.....	144
Figure 110 - Evolution du déplacement de la lisse au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.....	144
Figure 111 - Evolution du déplacement du cadre au cours du temps pour l'ETMI en aluminium.....	145
Figure 112 - Champs de déformation obtenus par post-traitement des déplacements de la stéré-corrélation d'images pour un exemple issu d'un ETMI en composite à $t = 650 \mu s$ . ....	147
Figure 113 - Evolution de la longueur d'onde au cours du temps des trois réseaux de Bragg lors de l'essai sur l'ETMI O-1.....	148
Figure 114 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau pour l'évaluateur fabriqué en étuve avec une seule fibre (ETMI O-1). ....	149
Figure 115 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau de la fibre 1 pour l'évaluateur fabriqué en étuve à deux fibres (ETMI O-2).....	149
Figure 116 - Evolution de la déformation au sein de l'ETMI au niveau de chaque réseau de la fibre 2 pour l'évaluateur fabriqué en étuve à deux fibres (ETMI O-2).....	150
Figure 117 - Vue de l'évaluateur en composite suite à un essai avec des stries à $45^\circ$ visibles à l'œil nu. ....	151
Figure 118 - Résultats du palpage effectué dans la zone d'intérêt de l'évaluateur composite. ....	152
Figure 119 - Cartographie de la zone d'intérêt de l'évaluateur composite issue du contrôle en immersion.....	153
Figure 120 - Radiographie aux rayons X de la zone d'intérêt de l'évaluateur composite. ....	154
Figure 121 - Comparaisons des méthodes lagrangienne, eulérienne et ALE [72].....	158

Figure 122 - Milieux de la simulation de détonation aérienne (échelle non-respectée intentionnellement).....	161
Figure 123 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu) et expérimentales (rouge) pour les capteurs sur pied avec en haut et au centre le champ libre, et en bas avec obstacle.	163
Figure 124 – Visualisation de la pression lors de la conversion 1D (à gauche) vers 3D (en haut à droite), avec une coupe de la sphère 3D générée (en bas à droite).	166
Figure 125 - Vue de la pression lors de l'impact de l'onde de choc sur l'ETMI.....	167
Figure 126 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu), expérimentales (rouge) et des interpolations par l'équation de Friedlander (noir) pour les capteurs situés au niveau de l'ETMI, avec en haut au niveau du point « centre », au milieu au niveau du point « lisse » et en bas au niveau du point « cadre ».	170
Figure 127 - Comparaisons des surpressions numériques (bleu) et expérimentales (rouge) pour les capteurs situés dans les rangées de ressorts de l'ETMI avec en haut au niveau du point « ressort lisse » et en bas au niveau du point « ressort cadre ».	171
Figure 128 - Vue des points d'extraction de la pression avec un gradient de couleur indiquant le relief des points suivant l'axe normal à la zone d'intérêt.	174
Figure 129 - Vue du modèle d'ETMI de souffle en 3D de trois-quarts (à gauche) et de profil (à droite) avec l'ETMI en bleu, le bâti rigide en gris, les ressorts en rouge et les barres de fibre de verre en vert.	176
Figure 130 - Courbe d'évolution d'une variable d'endommagement [81].	179
Figure 131 – Courbe déplacement-contrainte montrant l'effet des seuils de déplacement équivalent sur la raideur du matériau [81].	180
Figure 132 - Courbe traction-séparation pour un déplacement normal à l'interface, l'énergie dissipée correspondant à la surface grisée [81].	184
Figure 133 - Comparaison des déplacements expérimentaux pour l'ETMI A-1 et numérique, avec en haut pour le point "centre", au milieu pour le point "lisse" et en bas pour le point "cadre".	187

Figure 134 - Comparaison des champs de déplacements hors-plan issus de la corrélation d'images pour l'ETMI A-1 (à gauche) et des simulations (à droite) pour $t = 300 \mu s$ (en haut) et $t = 2000 \mu s$ (en bas).....	188
Figure 135 - Comparaison des déplacements des IDFs et de leurs équivalents numériques avec en haut dans le sens de la largeur et en bas dans le sens de la longueur.....	190
Figure 136 - Comparaison des rotations obtenues à l'aide des déplacements des IDFs et de leurs équivalents numériques avec en haut dans le sens de la largeur et en bas dans le sens de la longueur.....	192
Figure 137 – Comparaison des déformations internes dans le sens longitudinal entre la simulation (noir) et l'expérimentation (rouge) pour les réseaux de Bragg de l'ETMI O-1...	194
Figure 138 - Comparaison des déformations internes dans le sens longitudinal entre la simulation (noir) et l'expérimentation (rouge et bleu) pour les réseaux de Bragg de l'ETMI O-2.....	196
Figure 139 - Comparaison des délaminages dans la zone d'intérêt mesurés par ultrason (en haut) et issus des simulations numériques (en bas), l'échelle de couleur représentant l'endommagement des éléments cohésifs.....	198
Figure 140 - Comparaison de l'état de l'ETMI après essai (en haut), de l'endommagement matriciel dans la zone d'intérêt vue au tomographe X (au milieu) et de l'endommagement issu des simulations numériques dans le pli n°1 ( $45^\circ$ ) (en bas) avec l'échelle de couleur représentant l'endommagement matriciel en tension. ....	199
Figure 141 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre 1 de l'évaluateur 1.....	226
Figure 142 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du montage BraggPulse au repos. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre 1 de l'évaluateur 1.....	227
Figure 143 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde. ....	228
Figure 144 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du LUNA. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde. ....	229

Figure 145 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde. .... 230

Figure 146 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du LUNA. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde. .... 231

# Table des tableaux

Tableau 1 – Propriétés mécaniques des constituants du M10.1/UD300CHS. ....	35
Tableau 2 - Expression des propriétés mécaniques d'un matériau composite UD.....	36
Tableau 3 - Propriétés mécaniques de l'UD de M10.1/UD300CHS. ....	37
Tableau 4 - Propriétés mécaniques de l'UD de M10.1/UD300CHS. ....	46
Tableau 5 - Propriétés mécaniques de l'UD de M9.6GF 35% UD600 CHS.....	47
Tableau 6 - Propriétés du matériau représentant le stratifié verre/époxy constitutif des barres de maintien des rangées de ressorts.....	48
Tableau 7 - Caractéristiques des ressorts de compression retenus.....	64
Tableau 8 - Propriétés des ETMIs réalisés.....	86
Tableau 9 - Propriétés mécaniques et thermiques des différents composites utilisés.....	94
Tableau 10 - Propriétés mécaniques et thermiques des éléments cohésifs .....	94
Tableau 11 - Distance et angle pour chaque capteur sur la plaque. ....	121
Tableau 12 - Distance par rapport à la charge pour chaque capteur sur pied. ....	123
Tableau 13 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de pression réfléchie de la plaque en acier. ....	124
Tableau 14 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de la plaque en acier au niveau des ressorts. ....	128
Tableau 15 - Caractéristiques des profils de pression mesurés par les capteurs de pression sur pied.....	130
Tableau 16 - Distance des IDFs par rapport au centre de la zone d'intérêt. ....	134
Tableau 17 – Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs sur pied. ....	165
Tableau 18 - Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs dans la zone d'intérêt de l'ETMI.....	172

Tableau 19 - Comparaisons des profils de pression issus de la simulation et des expérimentations pour les capteurs dans la rangée de ressorts de l'ETMI. ....	173
Tableau 20 - Paramètres de la loi d'endommagement des plis de M10.1/UD300. ....	182
Tableau 21 - Paramètres de la loi d'endommagement des éléments cohésifs. ....	184
Tableau 22 - Caractéristiques de la fibre 1 de l'évaluateur A-1.....	225
Tableau 23 - Caractéristiques spatiales de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde.....	227
Tableau 24 – Longueur d'onde des 3 réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde. ....	228
Tableau 25 - Caractéristiques spatiales de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde.....	229
Tableau 26 - Longueur d'onde des 3 réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses hautes d'onde.....	230
Tableau 27 - Capteurs de pression utilisés pour l'instrumentation de la plaque rigide. ....	232
Tableau 28 - Capteurs de pression posés sur pieds pour la caractérisation au souffle à plus longue distance. ....	232

# Annexes

## Annexe A : Caractérisation des réseaux de Bragg utilisés

### Fibre 1 ETMI A-1 :

Tableau 22 - Caractéristiques de la fibre 1 de l'évaluateur A-1.

	Longueur Réseau 1 (mm)	Longueur Réseau 2 (mm)	Longueur Réseau 3 (mm)	Distance entre centre réseau 1 et réseau 2 (mm)	Distance entre centre réseau 2 et réseau 3 (mm)
Mesure 1	1.937	1.888	1.908	80.953	81.692
Mesure 2	1.937	1.888	1.917	80.963	81.677
Mesure 3	1.927	1.878	1.918	80.933	81.701
Mesure 4	1.937	1.888	1.918	80.953	81.687
Mesure 5	1.937	1.888	1.918	80.953	81.696

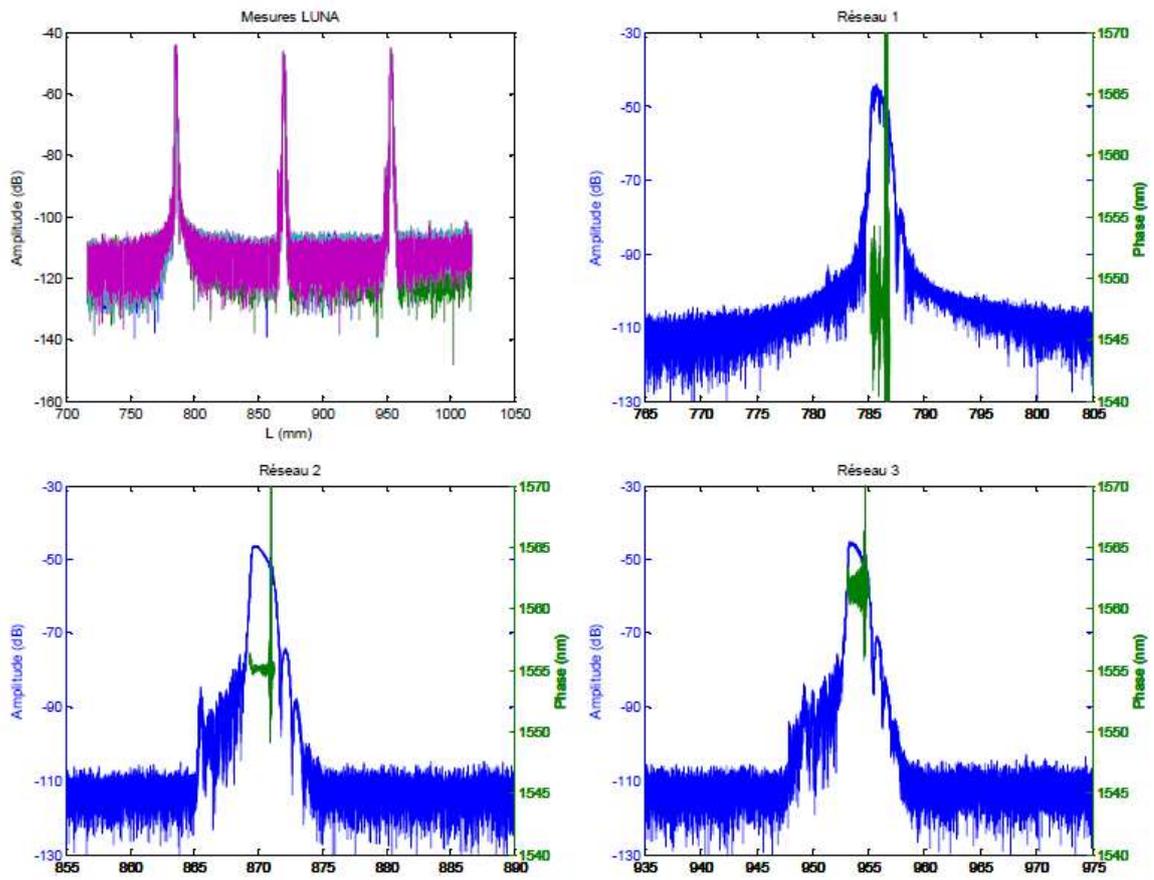


Figure 141 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre 1 de l'évaluateur 1.

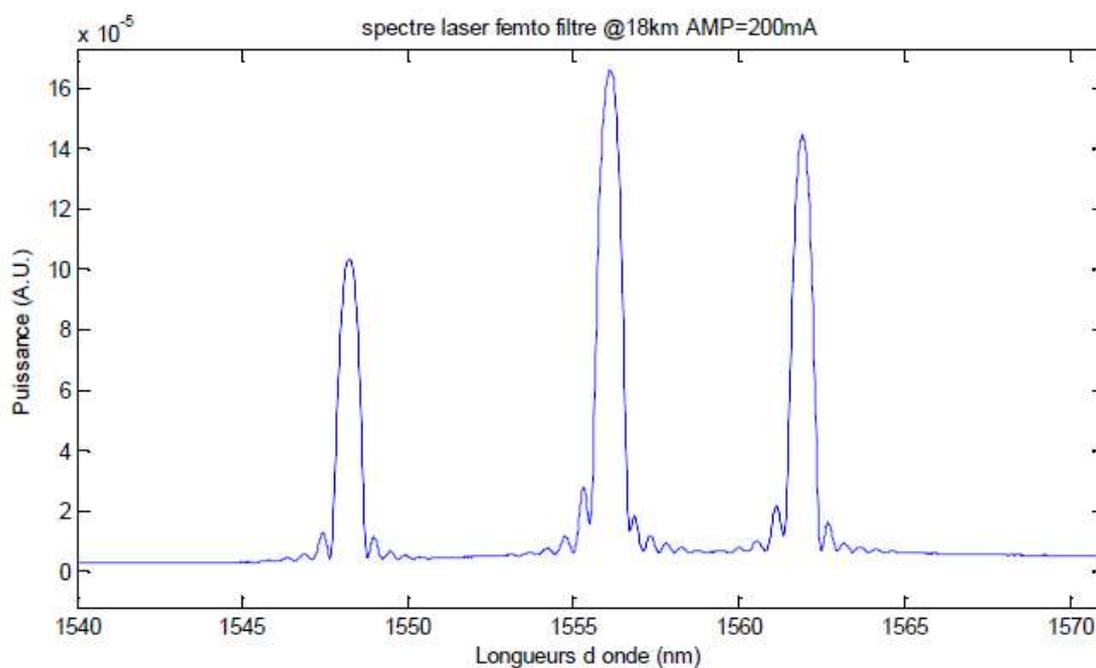


Figure 142 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du montage BraggPulse au repos. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre 1 de l'évaluateur 1.

### Fibre ETMI O-1 :

Cette fibre possédant deux connecteurs, la caractérisation a été effectuée de chaque côté : une fois en se connectant du côté des basses longueurs d'onde (premier réseau rencontré à  $\approx 1548$  nm) et une fois en se connectant du côté des hautes longueurs d'onde (premier réseau rencontré à  $\approx 1560$  nm)

### Mesure côté basses longueurs d'onde :

Tableau 23 - Caractéristiques spatiales de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde.

	Longueur Réseau 1 (mm)	Longueur Réseau 2 (mm)	Longueur Réseau 3 (mm)	Distance entre centre réseau 1 et réseau 2 (mm)	Distance entre centre réseau 2 et réseau 3 (mm)
Mesure 1	1.379	1.370	1.350	84.661	84.069
Mesure 2	1.379	1.360	1.389	84.646	84.103
Mesure 3	1.389	1.370	1.399	84.646	84.103
Moyenne	1.379	1.366	1.379	84.651	84.092

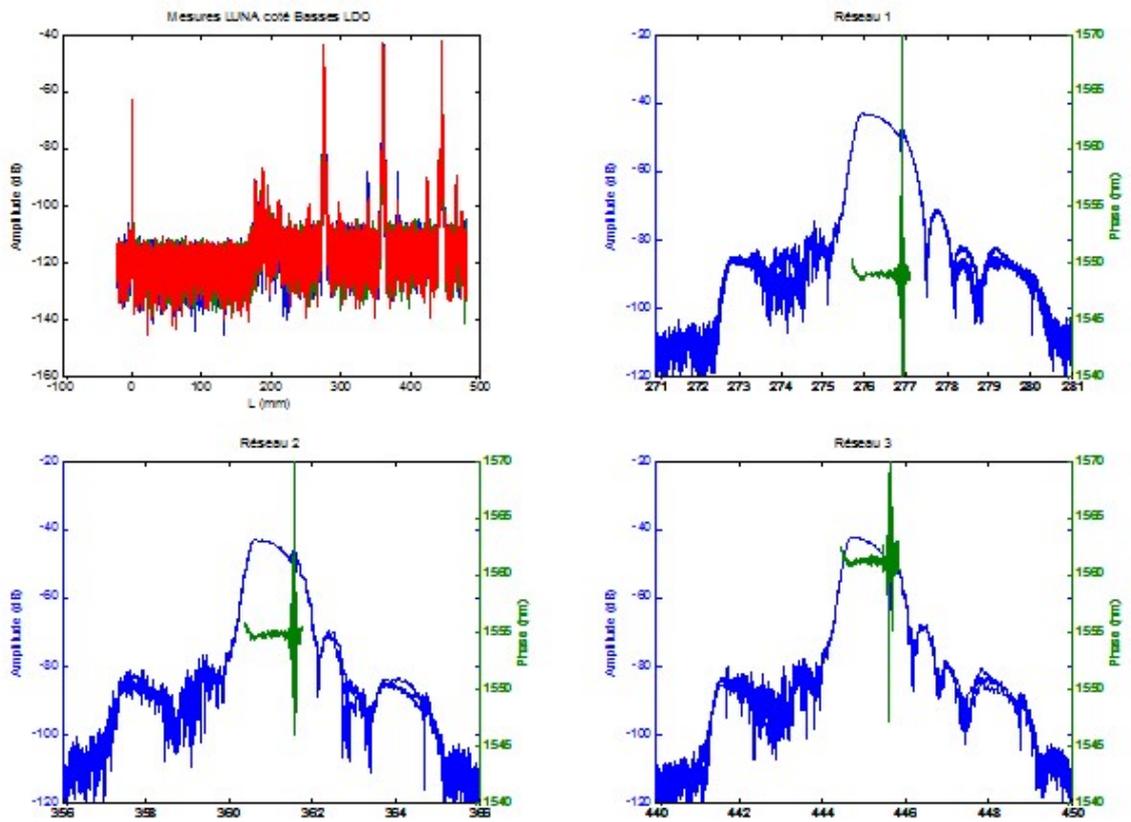
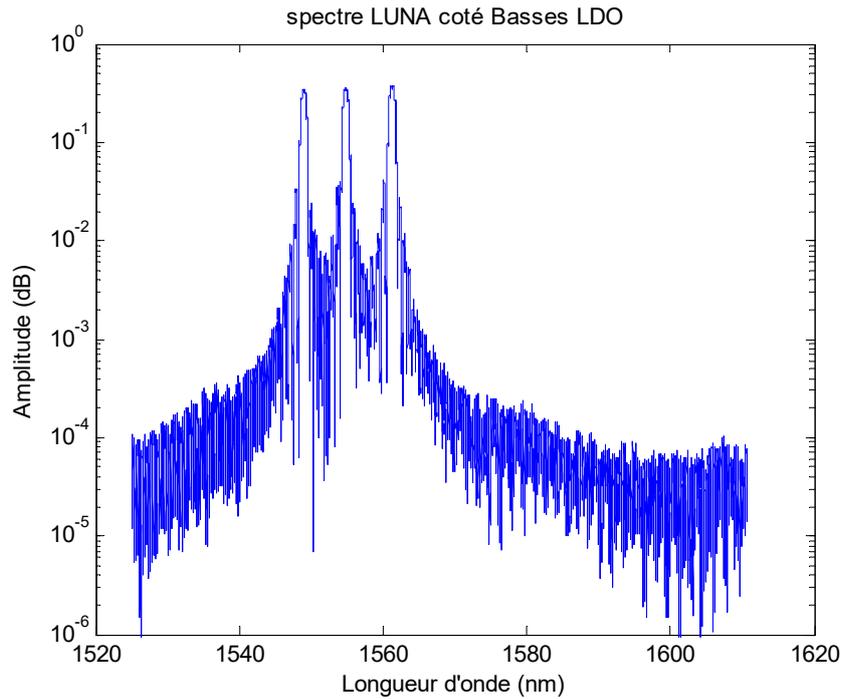


Figure 143 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde.

Tableau 24 – Longueur d'onde des 3 réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde.

(nm)	lambdaC1	lambdaC2	lambdaC3
Mesure 1	1548.977	1554.820	1561.252



**Figure 144 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du LUNA. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses longueurs d'onde.**

### Mesure du côté des hautes longueurs d'onde :

**Tableau 25 - Caractéristiques spatiales de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde.**

	Longueur Réseau 1 (mm)	Longueur Réseau 2 (mm)	Longueur Réseau 3 (mm)	Distance entre centre réseau 1 et réseau 2 (mm)	Distance entre centre réseau 2 et réseau 3 (mm)
Mesure 1	1.086	1.066	1.027	84.685	84.118
Mesure 2	1.057	1.331	1.331	84.500	84.108
Mesure 3	1.096	1.076	1.027	84.646	84.123
Moyenne	1.079	1.158	1.128	84.610	84.116

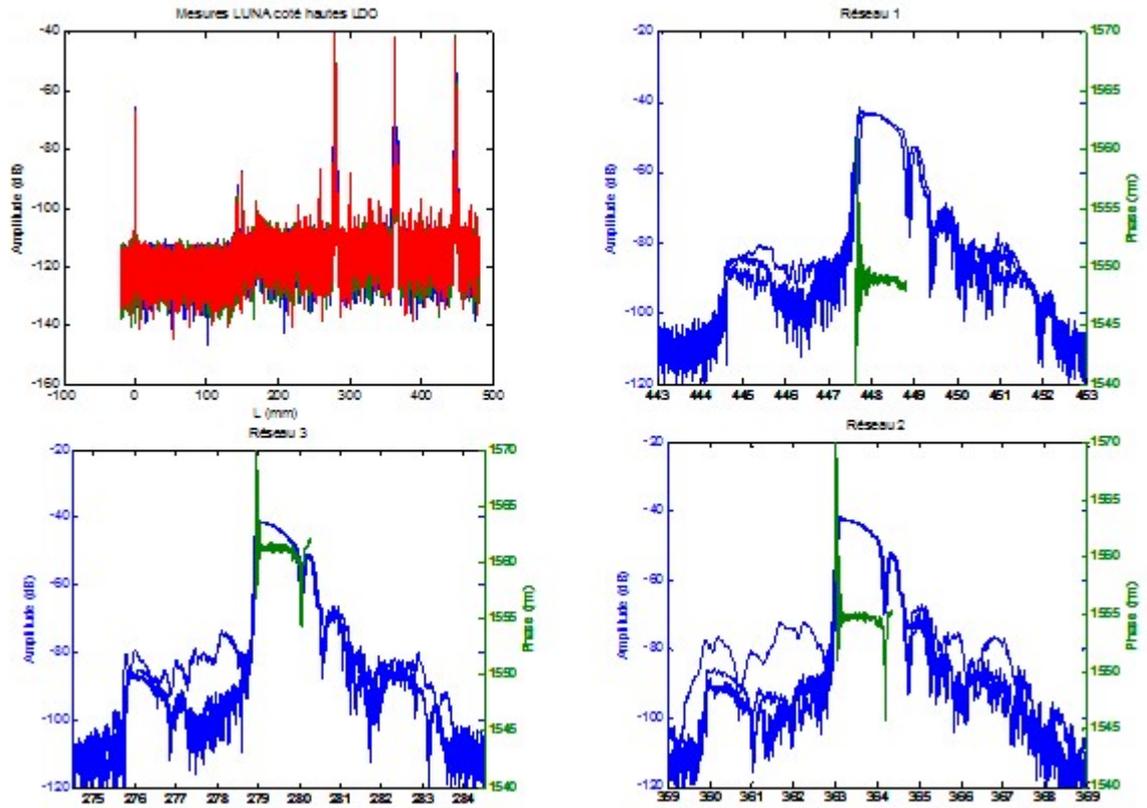
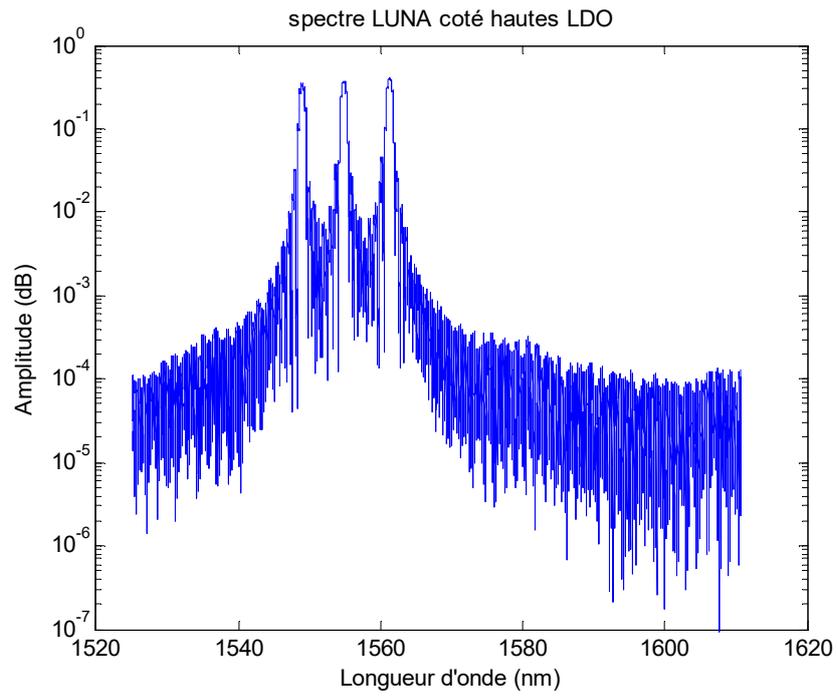


Figure 145 - Courbes d'amplitudes en fonction de la longueur de la fibre permettant de déterminer les caractéristiques spatiales des réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde.

Tableau 26 - Longueur d'onde des 3 réseaux de la fibre de l'évaluateur 3 côté basses hautes d'onde.

(nm)	lambdaC1	lambdaC2	lambdaC3
Mesure 1	1548.977	1554.820	1561.252



**Figure 146 - Spectre de la fibre réalisé à l'aide du LUNA. Permet de déterminer la longueur d'onde de chaque réseau de la fibre de l'évaluateur 3 côté hautes longueurs d'onde.**

## Annexe B : Capteurs de pression utilisés

Tableau 27 - Capteurs de pression utilisés pour l'instrumentation de la plaque rigide.

NOM MESURE	Réf. Capteur	SENSIB.	UNITE	CAL. bar	TENSION SORTIE
PR1	PCB/113A32	14.04	mV/Bar	150	2.11
PR2	PCB/113B22	14.79	mV/Bar	130	1.92
PR3	PCB/113A34	73.590	mV/Bar	100	7.36
Pi4	PCB/113B24	73.720	mV/Bar	70	5.16
Pi5	PCB/113A31	348.600	mV/Bar	30	10.46

Tableau 28 - Capteurs de pression posés sur pieds pour la caractérisation au soufflé à plus longue distance.

NOM MESURE	Réf. Capteur	SENSIB.	UNITE	CAL. bar	TENSION SORTIE
Pi1	PCB/113B28	1464	mV/Bar	4.5	6.59
Pi2	PCB/113B28	1431	mV/Bar	4.5	6.44
Pi3	PCB/102M256	2 866.000	mV/Bar	1.7	4.87
Pi4	PCB/102M256	2 891.000	mV/Bar	1.7	4.91
Pr1	PCB/113A31	348.600	mV/Bar	15	5.23