



**HAL**  
open science

# Le matériau composite dans la structure : objet d'étude et variable de conception

François-Xavier Irisarri

► **To cite this version:**

François-Xavier Irisarri. Le matériau composite dans la structure : objet d'étude et variable de conception. Matériaux. Université Jean Monnet Saint-Etienne, 2021. tel-03760896

**HAL Id: tel-03760896**

**<https://theses.hal.science/tel-03760896v1>**

Submitted on 25 Aug 2022

**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.



Habilitation à Diriger des Recherches  
Université Jean Monnet, Saint-Étienne

Présentée par  
François-Xavier IRISARRI

---

**Le matériau composite dans la structure :  
objet d'étude et variable de conception**

---

Soutenue le 5 juillet 2021 devant le jury composé de :

Pedro Camanho	Professeur, Université de Porto	Rapporteur
Marco Montemurro	Professeur, ENSAM, Bordeaux	Rapporteur
Joseph Morlier	Professeur, ISAE-SUPAERO	Rapporteur
Laurent Guillaumat	Professeur, ENSAM, Anger	Président du jury
Nathalie Bartoli	Professeur, ONERA / ISAE-SUPAERO	Examinatrice
Rodolphe Le Riche	Directeur de Recherche, CNRS, EMSE	Examineur

Equipe de recherche : ONERA/DMAS

Tuteur de recherche : Rodolphe Le Riche

---

# Remerciements

Mai 2022,

Je souhaite tout d'abord remercier les membres de mon jury d'Habilitation à Diriger des Recherches, Nathalie Bartoli, Pedro Camanho, Laurent Guillaumat, Marco Montemurro, Joseph Morlier et Rodolphe Le Riche. Merci à Laurent Guillaumat pour m'avoir fait l'honneur de présider ce jury. Merci aux rapporteurs pour leur lecture approfondie du mémoire et leurs remarques constructives. Merci enfin à Rodolphe Le Riche pour son rôle de tuteur dans la préparation de cette HDR et son soutien de longue date.

Il m'aura fallu plusieurs mois pour écrire ces quelques lignes et enfin finaliser ce document. Le temps nécessaire pour que certaines des perspectives de ce travail commencent à se concrétiser. Dans l'intervalle, j'ai pris la responsabilité de l'unité de recherche "Modélisation et Caractérisation des Matériaux Composites" (MC<sup>2</sup>). J'adresse ainsi mes sincères remerciements à mes collègues, anciens et actuels, de l'unité MC<sup>2</sup> et du Département Matériaux et Structures de l'ONERA pour le formidable environnement de recherche qu'ils m'ont offert, la confiance et la liberté qu'ils m'ont accordées, et les bons moments partagés ensemble. Je tiens tout particulièrement à remercier Jean-François Maire, Nicolas Carrère et Frédéric Laurin, pour leur enthousiasme et pour m'avoir ouvert la voie, François-Henri Leroy pour les discussions scientifiques passionnées, Pascal Paulmier dont le savoir-faire et l'ingéniosité se cachent derrière la quasi-totalité des essais sur lesquels j'ai appuyé mes travaux, et Cédric Julien, avec qui je partage la gestion de nombreux projets. J'ai aussi une pensée pour l'équipe qui m'a accueilli à TU-Delft.

Mes travaux ont bénéficié de nombreuses influences au gré de collaborations riches et variées avec des industriels, des universitaires et des centres de recherche. Certaines des collaborations les plus fructueuses se sont nouées grâce aux thèses que j'ai eu la chance d'encadrer. Je remercie ici chaleureusement les doctorants avec lesquels j'ai pu collaborer et auxquels mes recherches doivent beaucoup. Certains sont devenus des amis, je pense en particulier à Cécile Garcia et Antoine Hurmane, dont les travaux ne sont que trop peu évoqués dans ce mémoire.

Merci enfin à Perrine et Abigaël.

---

# Table des matières

<b>Remerciements</b>	<b>iii</b>
<b>Table des matières</b>	<b>v</b>
<b>Avant propos</b>	<b>1</b>
<b>1 Problématique de recherche et positionnement scientifique</b>	<b>3</b>
<b>2 Analyse expérimentale et modélisation des assemblages mécaniques dans les structures composites</b>	<b>7</b>
2.1 Préambule . . . . .	7
2.2 Spécificités des assemblages mécaniques dans les structures composites . . . . .	8
2.3 Tenue des assemblages mécaniques dans les structures composites . . . . .	10
2.4 Contributions à l'analyse expérimentale de la défaillance par matage . . . . .	13
2.5 Contributions à la prévision de la tenue des assemblages . . . . .	22
2.6 Bilan . . . . .	26
2.7 Bibliographie du chapitre . . . . .	28
<b>3 Développements méthodologiques pour l'optimisation de structures composites</b>	<b>31</b>
3.1 Préambule . . . . .	31
3.2 Spécificités de l'optimisation des structures composites . . . . .	32
3.3 Un algorithme évolutionnaire spécialisé pour l'optimisation des empilements . . . . .	35
3.4 Contributions à l'optimisation multiniveau des structures composites . . . . .	44
3.5 Optimisation topologique simultanée en densité et anisotropie . . . . .	54
3.6 Bilan . . . . .	59
3.7 Bibliographie du chapitre . . . . .	60
<b>4 Vers des outils d'aide à la conception et des essais "pensés pour les composites"</b>	<b>65</b>
4.1 Objectif du chapitre . . . . .	65
4.2 Accompagner le développement de nouveaux procédés . . . . .	66
4.3 Optimiser les empilements pour des essais "pensés pour les composites" . . . . .	82
4.4 Conclusion . . . . .	92
4.5 Bibliographie du chapitre . . . . .	93
<b>5 Perspectives : de la conception numérique à la fabrication et l'expérimentation sur structures</b>	<b>95</b>
5.1 Orientations générales à court et moyen termes . . . . .	95
5.2 Optimiser la forme des structures composites . . . . .	97
5.3 Repenser les treillis aéronautiques pour la fabrication additive composite . . . . .	100
5.4 Repenser les essais composites . . . . .	103
5.5 Prenons un peu de recul . . . . .	105
5.6 Bibliographie du chapitre . . . . .	108

<b>A Annexe. Synthèse des activités de recherche et d'enseignement</b>	<b>I</b>
A.1 Curriculum vitae . . . . .	I
A.2 Participation et responsabilité de projets . . . . .	II
A.3 Rayonnement scientifique . . . . .	III
A.4 Activités d'enseignement et d'encadrement . . . . .	V
A.5 Synthèse des publications . . . . .	VII

# Avant propos

Ce document présente une vision globale et synthétique de mes activités de recherche depuis 2005, année de début de mes travaux de thèse. J'ai effectué ma thèse de doctorat à l'ONERA sous la direction de Michel Salaün à l'ISAE à Toulouse et l'encadrement de Nicolas Carrère et Jean-François Maire à l'Onera de Châtillon, dans le Département de Mécanique du Solide et de l'Endommagement jusqu'en 2007, puis dans le Département des Matériaux et Structures Composites. J'ai ensuite intégré l'ONERA en tant qu'ingénieur de recherche en 2009, d'abord dans le Département des Matériaux et Structures Composites, puis dans le Département Matériaux et Structures, depuis 2017. En cette même année, j'ai été nommé responsable de la thématique scientifique "Mécanique Structurale, Conception et Optimisation des Structures" dans le Conseil Scientifique de Département. J'ai été promu Maître de Recherche niveau 1 en 2019. L'ONERA m'a offert l'opportunité de réaliser deux détachements temporaires à l'étranger, le premier durant ma thèse, pour une période de deux mois en 2007 à l'Université Fédérale d'Uberlândia, au Brésil, dans l'équipe du professeur Domingos Alves-Rade, et le second de six mois en 2010 à l'Université Technologique de Delft, aux Pays-Bas, à la faculté d'*Aerospace Engineering*, dans l'équipe du professeur Zafer Gürdal.

Mes travaux traitent principalement de la conception et de l'optimisation de structures composites. Ils ont été menés dans le contexte d'une équipe de recherche spécialisée dans la modélisation et la caractérisation des matériaux composites. J'aborde ainsi la conception et l'optimisation de structures composites avec un point de vue qui n'est ni celui d'un spécialiste de l'optimisation, ni celui d'un spécialiste de la mécanique numérique, mais celui d'un expert en matériaux et structures composites. Dans le cadre de la recherche finalisée menée à l'Onera, je positionne mes activités à la croisée entre l'ingénierie et la recherche, en veillant tout particulièrement à tisser des liens étroits avec l'industrie et l'université. Mes travaux de recherche sont ainsi sous-tendus par une triple exigence :

- répondre à un besoin pratique et pousser le développement de méthodes jusqu'à la réalisation d'outils d'aide à la conception pour l'ingénieur;
- intégrer au plus tôt dans le processus de conception méthodes d'optimisation et considérations liées à la fabrication des pièces;
- démontrer expérimentalement la pertinence et l'efficacité des solutions proposées.

Une part importante de mes travaux a été réalisée dans le cadre d'activités contractuelles. Tous n'ont donc pas été publiés, parfois pour des raisons de confidentialité, plus souvent en raison du morcellement de l'activité entre des études courtes et variées. Ce document se focalise sur les travaux publiés. Il n'a pas vocation à être auto-suffisant. Je renvoie le lecteur aux articles référencés pour plus de détails sur le contenu technique. Mon ambition est ici d'explicitier les liens entre ces travaux et de proposer une relecture de certains des plus anciens. Mes travaux ont été réalisés dans le cadre d'une équipe, ils agrègent ainsi des contributions diverses qui contribuent largement à leur richesse. Chaque chapitre est proposé avec sa bibliographie propre. Une bibliographie personnelle est présentée en fin de document.





# Chapitre 1

## Problématique de recherche et positionnement scientifique

La conception optimale des structures se situe à la croisée de trois domaines scientifiques : le calcul de structures, la mécanique des matériaux et l'optimisation numérique. Afin de développer des méthodologies d'optimisation pertinentes et efficaces, il est nécessaire de combiner des éléments issus de ces trois disciplines. Pour chacune d'elles, la gestion des spécificités liées aux matériaux composites constitue une expertise à part entière. En effet, du point de vue de la mécanique, les composites sont des matériaux hétérogènes, aux propriétés anisotropes et dont l'analyse détaillée du comportement, de l'endommagement et de la rupture est nécessairement multi-échelle. Les effets de séquence d'empilement ou de tissage dans des structures composites industrielles complexes constituent une véritable difficulté de modélisation. Enfin, du point de vue de l'optimisation structurale, les composites offrent des degrés de liberté inédits par rapport aux matériaux métalliques usuels puisqu'il est possible de contrôler des variations spatiales de l'anisotropie de leur comportement pour piloter les chemins d'effort au sein même de la structure. Ces degrés de liberté additionnels définissent des espaces de conception complexes et potentiellement de très grande dimension qui constituent un défi pour l'ingénieur. En quelque décennies, l'optimisation numérique s'est ainsi imposée comme une démarche extrêmement puissante pour guider le concepteur dans la recherche des meilleurs compromis technico-économiques. Toutefois le processus de conception ne se résume pas à un processus d'optimisation. De nombreux choix sont effectués sur la base de l'expertise disponible, souvent difficile à formaliser mathématiquement.

Mon ambition scientifique consiste à développer des méthodes qui englobent l'ensemble du processus de conception mécanique de la structure composite. Puisque dans les domaines de l'aéronautique et de l'espace les structures composites sont souvent introduites en remplacement de structures métalliques pré-existantes, comment transposer les spécifications d'une pièce métallique en spécifications adaptées à une pièce composite? Quelle forme donner à la pièce compte-tenu de l'encombrement disponible? Comment alléger au maximum la pièce tout en assurant sa mission? Comment la lier au reste de la structure? Ces questions reflètent l'étendue de la problématique et sa complexité. Le sujet est trop vaste pour être traité aujourd'hui de façon complètement cohérente et intégrée. De nombreux choix sont réalisés en amont, par exemple sur la base de considérations stratégiques pour le choix des matériaux, par rapport à un outil industriel pré-existant pour le choix des procédés d'élaboration, ou simplement en s'appuyant sur le savoir-faire disponible. Par la suite, la conception de la structure est généralement déclinée en étapes successives qui reflètent parfois autant l'organisation du bureau d'études que la structure mathématique du problème de conception. Dans ce contexte, ma démarche scientifique repose sur le développement d'une vision globale de l'activité de conception composite, du matériau vers la structure, par rapport à laquelle contribuer de façon ciblée à la compréhension du problème, au développement de méthodes et à la création de liens entre les différentes étapes du processus.

La conception d'une structure, en particulier composite, repose en amont sur la connaissance

du matériau. Le comportement du matériau est d'abord caractérisé expérimentalement afin de déterminer les mécanismes physiques mis en jeu, par exemple élasticité linéaire ou non-linéaire, viscosité et éventuellement plasticité ou encore endommagement et rupture pour les matériaux composites structuraux classiques de l'aéronautique. Ces mécanismes sont ensuite modélisés par un système d'équations approprié faisant intervenir des paramètres caractéristiques du comportement du matériau, pour les aspects du modèle les plus proches de la physique, et des paramètres numériques pour une description davantage phénoménologique. Dans la pratique, on peut souvent transposer à de nouvelles nuances de matériaux, partiellement méconnues, des caractéristiques et des modèles établis pour des matériaux similaires, déjà étudiés. Les paramètres des modèles de comportement sont identifiés par confrontation entre des résultats d'essais de laboratoire et le modèle, le plus souvent sur la base d'une expertise humaine. Le modèle et son identification sont ultérieurement validés par comparaison entre essais et calculs sur des configurations expérimentales nécessairement différentes des configurations d'identification et généralement davantage représentatives des applications industrielles (et en particulier de la géométrie des pièces et des procédés de fabrication). En fonction de la qualité de l'adéquation entre les prévisions du modèle et la réalité expérimentale, le modèle et son identification peuvent faire l'objet de corrections ou de recalages, selon qu'il s'agisse de mieux capturer les phénomènes par le modèle lui-même, ou d'en compenser certaines limites de façon heuristique.

Je m'intéresse depuis mes premiers travaux de recherche à l'analyse expérimentale et la simulation du comportement et de la ruine des matériaux composites dans les assemblages par fixations mécaniques. J'ai ainsi défini, suivi la réalisation et procédé à l'analyse de plusieurs campagnes expérimentales pour l'étude de la ruine du composite dans l'assemblage, d'une part pour des composites stratifiés à base de plis unidirectionnels carbone / époxy à fibres continues et, d'autre part, pour des composites tissés 3D du groupe Safran. Dans le cas des composites stratifiés, ces travaux ont permis de mieux appréhender les mécanismes physiques mis en jeu et ont mis en lumière la nécessité de tenir simultanément compte de la rupture progressive des plis en compression et des délaminages pour mieux capturer le matage du composite. Dans le cas de composites tissés 3D du groupe Safran, nous avons établi le scénario de la ruine par matage et démontré le rôle prépondérant de la rupture par *kinking* des torons. J'ai, par ailleurs, mis en œuvre des modèles adaptés dans le cadre de simulations éléments finis (EF) détaillées d'assemblages élémentaires. Enfin, sur la base de ces simulations détaillées, j'ai mis en place une approche de *virtual testing* pour la simulation d'une structure industrielle comportant plusieurs centaines de fixations, démontrant ainsi l'apport de simulations coûteuses et très détaillées pour l'analyse de structures complexes et de grandes dimensions aussi bien dans une phase de pré-dimensionnement que de dimensionnement fin.

On réduit trop facilement la conception optimale de structures à la phase de prédimensionnement. Pourtant, si l'optimisation structurale y prend objectivement tout son intérêt, je tiens à développer une vision plus large de la conception. Celle-ci débute par l'analyse du cahier des charges et des spécifications de la structure. Cette analyse permet de poser une série de problèmes d'optimisation, dont la formulation conditionne à la fois la résolution et la pertinence des résultats vis-à-vis du problème d'ingénierie initial. Dans une première étape, l'optimisation conceptuelle vise à déterminer la forme d'ensemble de la structure à partir de critères généraux tels que l'encombrement maximal disponible, la masse ou la raideur globale. Ce sont typiquement des méthodes d'optimisation topologique qui sont mises en œuvre. L'interprétation des résultats obtenus constitue aujourd'hui encore un point dur. Construire un modèle géométrique paramétrique de la structure puis mailler cette géométrie pour bâtir un modèle EF sont des opérations potentiellement complexes et coûteuses qui requièrent une grande expertise technique. C'est sur ce modèle que des optimisations paramétriques plus détaillées, aussi bien dans la description géométrique de la structure que dans l'éventail des grandeurs accessibles, peuvent être menées. Finalement la structure peut faire l'objet d'une étape de dimensionnement fin, généralement liée à la modélisation détaillée de phénomènes d'endommagement et de détails structuraux hors de portée des modèles de pré-dimensionnement, par exemple pour le dimensionnement des zones de jonction,

---

la prise en compte d'éventuels problèmes de délaminage ou celle de la durée de vie des pièces. La cohérence du processus est généralement assurée au moyen de règles de conception qui fournissent en prédimensionnement des garde-fous dont l'objectif est d'éviter de remettre fondamentalement en question lors de l'analyse détaillée la solution esquissée à l'issue de l'optimisation. Des prototypes ou démonstrateurs technologiques permettent de valider expérimentalement la cohérence entre la conception et les procédés d'élaboration mis en œuvre. Les essais et la comparaison entre les performances mesurées et les performances escomptées à l'issue du processus de conception numérique fournissent un précieux retour d'expérience pour la conception et la modélisation, aujourd'hui trop rarement formalisé et capitalisé.

Dans ce cadre général, mes travaux visent à proposer une chaîne de méthodes et d'outils de conception aussi complète que possible depuis l'optimisation conceptuelle de la pièce jusqu'à sa fabrication. Je suis aujourd'hui en mesure de proposer une stratégie d'optimisation multiniveau des structures composites stratifiées, déclinée pour plusieurs procédés de fabrication. Pour cela, j'ai consacré une part importante de mes travaux à la prise en compte de règles de conception et de contraintes de fabrication dans l'optimisation et j'ai développé des algorithmes évolutionnaires dédiés. Je me suis aussi tout particulièrement intéressé à la cohérence entre la première étape d'optimisation structurale, générique et continue, et les étapes subséquentes, spécifiques à un procédé et impliquant généralement des problèmes combinatoires à variables discrètes. J'ai ainsi travaillé au développement de méthodes spécifiques pour l'optimisation de structures stratifiées classiques avec variations d'épaisseur obtenues par arrêts et reprises de plis, de structures composites sandwichs, de structures composites tissées, de structures réalisées par placement de fibre et de structures réalisées par le procédé Quilted Stratum Process (QSP) développé par le CETIM. Ces derniers travaux, en particulier, font l'objet d'une implémentation dans le cadre de la suite HyperStudy commercialisée par Altair Engineering. Dans plusieurs cas, j'ai pu suivre les travaux jusqu'à la réalisation de démonstrateurs et d'essais de validation, dont j'ai participé à la conception et l'exploitation. Concernant la partie expérimentale, je me suis aussi intéressé à l'optimisation de certains essais de caractérisation pour améliorer la qualité et la fiabilité de certaines mesures, nécessaires à la modélisation du comportement des composites, comme la résistance en compression sene fibre des composites unidirectionnels.

La suite de ce mémoire traite du matériau composite dans la structure, d'abord comme objet d'étude, ensuite comme variable de conception. Le chapitre 2 présente ainsi une synthèse de ma contribution à l'analyse expérimentale et la modélisation des assemblages boulonnés dans les plaques composite stratifiées ou tissées 3D. Le chapitre 3 résume les principaux développements méthodologiques auxquels j'ai contribué en matière d'optimisation des structures composites. Le chapitre 4 illustre la place de l'optimisation dans le processus de conception au travers de quelques exemples de réalisations issues de projets collaboratifs. Le chapitre se referme sur un retour sur la caractérisation expérimentale des composites stratifiés, avec un exemple d'essai repensé grâce à l'optimisation des empilements. Le chapitre 5, enfin, présente mes perspectives de recherche à court et moyen terme.



## Chapitre 2

# Analyse expérimentale et modélisation des assemblages mécaniques dans les structures composites

### 2.1 Préambule

La question des assemblages par fixations mécaniques, qu'il s'agisse par exemple de pions, rivets ou boulons, constitue un des plus riches problèmes de modélisation des structures composites. Le transfert d'effort par la fixation et le choix de la technologie de fixation induisent des sollicitations locales très complexes qui provoquent des endommagements locaux variés dont l'enchaînement pilote la compétition entre des modes de défaillance radicalement différents à l'échelle de l'assemblage. Ainsi, comportement matériau et effets structuraux se combinent et doivent être simultanément pris en compte. Pour capturer l'effet sur la tenue de l'assemblage du gradient des contraintes autour de la fixation, il faut considérer le matériau composite lui-même comme une structure.

Mon premier contact avec les assemblages mécaniques dans les structures composites date de mon année de césure effectuée pendant ma période de formation à l'ISAE-ENSICA à Snecma Propulsion Solide (SPS), au Haillan, en 2004 - 2005. J'avais à l'époque participé à la recherche d'une solution technologique d'assemblage démontable entre les immenses viroles constitutives des étages d'accélération à poudre (EAP) d'Ariane V, dans le cadre d'une étude d'avant-projet dont le but était d'évaluer la pertinence d'une structure composite pour les EAP. Ce projet n'a pas abouti à ma connaissance. Il est toutefois à l'origine de mon intérêt pour les composites. J'ai repris des travaux sur les assemblages par pions dans les composites stratifiés à l'occasion de mon stage de Master Recherche, dans le contexte du PEA AMERICO, quand j'ai rencontré Jean-François Maire et Nicolas Carrère à l'ONERA. Par la suite, j'ai poursuivi cette activité au cours de ma thèse [Irisarri, 2009], alors qu'elle était a priori très éloignée de mon sujet principal (l'optimisation des structures composites stratifiées), car j'étais alors et je reste aujourd'hui profondément attiré par les problématiques liées à l'analyse expérimentale, la modélisation numérique et leur corrélation. En particulier, j'ai étudié la défaillance par matage de la plaque stratifiée dans l'assemblage avec pour objectif premier d'en proposer une modélisation détaillée [Irisarri et al., 2012b]. Quel est le scénario d'endommagement qui conduit au matage, c'est-à-dire à l'ovalisation du trou de la fixation? Quels en sont les mécanismes prépondérants à l'échelle mésoscopique? Comment modéliser dans un code EF implicite le comportement et l'endommagement des plis et des interfaces? Comment mener à bien le calcul de structure en un temps acceptable? Ce dernier questionnement m'a ensuite amené à m'interroger sur la place de la simulation détaillée de ce type de détails structuraux dans

le dimensionnement de structures aéronautiques de grandes dimensions [Irisarri et al., 2012a]. J'ai par la suite proposé et piloté plusieurs études sur le matage des composites stratifiés dans le cadre du Projet de Recherche Fédérateur (PRF) "Transition statique / dynamique dans les structures composites" de l'ONERA. Je me suis en particulier intéressé à l'effet du serrage sur la tenue en matage [Irisarri et al., 2014] et aux effets de vitesse [Portemont et al., 2018]. J'ai participé à l'encadrement de trois thèses CIFRE pour le groupe Safran (les thèses de Antoine Hurmane, Richard Mounien et Cécile Garcia), au fil desquelles nous avons travaillé à la compréhension du comportement en compression et en matage des composites tissées 3D développées par Safran et contribué au développement d'un outil de modélisation adapté à la prévision de la tenue des assemblages par fixations mécaniques dans les structures composites tissées 3D.

Tous ces travaux ont été menés dans le cadre d'une équipe constituée de spécialistes de la modélisation du comportement des composites, en particulier Jean-François Maire, Nicolas Carrère et Frédéric Laurin, d'expérimentateurs, en particulier Pascal Paulmier. Mes activités concernant les composites stratifiées ont été menées dans le cadre de financements propres ONERA et ont donc été publiées pour la plupart, même si certains résultats restent aujourd'hui confinés dans des rapports techniques. Mes activités concernant les composites tissés 3D ont, elles, été menées sur financement contractuel et revêtent donc pour la plupart un caractère confidentiel. Dans ce chapitre, je ne présente que des résultats publiés, que je mets en perspective par rapport à la vaste littérature scientifique du domaine. Les sections 2.4 et 2.5 présentent respectivement mes contributions sur l'analyse expérimentale et numérique des assemblages

## 2.2 Spécificités des assemblages mécaniques dans les structures composites

Avec l'introduction dans les structures primaires aéronautiques des matériaux composites, et en particulier des stratifiés à base de plis unidirectionnels (UD), la question du dimensionnement des jonctions des pièces composites avec les structures environnantes revêt une importance cruciale. En effet, les enjeux technico-économiques sont importants. La masse des éléments d'assemblages est potentiellement significative et difficile à appréhender dans des bilans de masse d'avant-projet. Le temps nécessaire à la réalisation des assemblages et la complexité même de cette réalisation participent de façon non négligeable au coût total de fabrication de la structure. L'assemblage doit être fiable et durable tout en permettant une inspection rapide en maintenance. Assembler des matériaux de nature différente sur une chaîne de montage introduit de nombreuses difficultés pratiques, ne serait-ce que par la diversité des outillages à mettre en œuvre, ce qui tend à complexifier les opérations de fabrication. Parallèlement, les opérations de contrôle non destructif (CND) en fin de production et en maintenance sont elles aussi complexifiées. Du point de vue de l'analyse de la tenue de l'assemblage, les discontinuités géométriques, les contrastes de rigidité et de coefficients de dilatation thermique et l'usage d'interfaces adhésives ou d'interfaces frottantes pour assurer les transferts d'efforts engendrent des sollicitations locales très complexes. De nombreux mécanismes d'endommagement fortement couplés se concentrent au niveau de l'assemblage, induisant des comportements locaux non-linéaires qui influent fortement sur les transferts d'efforts entre les éléments assemblés et, *in fine*, sur la tenue de l'assemblage. Parce que les assemblages constituent potentiellement des points faibles de la structure, la conception de la structure est contrainte dans son ensemble par le dimensionnement des assemblages.

De façon générale l'industrie aéronautique privilégie les assemblages boulonnés ou rivetés par rapport aux assemblages collés. En effet, certaines jonctions doivent être démontables. De plus, les assemblages collés posent encore aujourd'hui de nombreuses difficultés tant du point de vue de leur réalisation pratique (préparation des surfaces) que de leur contrôlabilité (détection des *kissing bond* par CND). Dans ce contexte, mon propos est focalisé sur l'étude des assemblages par fixations mécaniques dans les structures composites aéronautiques, et en particulier sur l'étude de la tenue quasi-statique de l'élément composite dans l'assemblage. La problématique scientifique est triple.

1. Développer les approches expérimentales permettant d'observer, de comprendre et de quantifier les scénarios d'endommagement locaux conduisant à la défaillance de l'assemblage dans des configurations simples.
2. Développer et identifier les modèles détaillés permettant de prévoir le comportement et la tenue de l'assemblage pour toutes les configurations de chargement susceptibles d'être rencontrées dans une jonction complexe.
3. Développer et identifier les modélisations globales simplifiées aptes à prévoir avec un coût de calcul minimal le comportement et la tenue d'assemblages industriels de grandes dimensions et à grand nombre de fixations (dans la perspective de développer des outils de conception de ces jonctions).

Par rapport aux assemblages métalliques et aux méthodes déployées dans l'industrie pour répondre à ces problématiques, les spécificités des matériaux composites sont multiples.

- i. L'anisotropie du comportement du composite influe sur les transferts d'efforts dans l'assemblage.
- ii. Les phénomènes de plasticité observés dans les métaux en bord d'alésages se transposent dans le cas des composites en des phénomènes d'endommagement locaux complexes et couplés.
- iii. Par rapport aux assemblages métalliques, le comportement hors-plan du composite impose une gestion très différente de la précharge de la fixation. D'une part, la faible résistance hors-plan des composites stratifiés réduit considérablement les niveaux de précharge admissibles. Le transfert d'effort dans l'assemblage est donc essentiellement assuré par cisaillement de la fixation contrairement à certains assemblages métalliques pour lesquels la fixation travaille en traction et l'effort est transféré par frottement entre les pièces assemblées. D'autre part, l'état de compression hors-plan induit dans le composite par la précharge influe significativement sur le développement de l'endommagement sur le bord chargé de l'alésage.
- iv. Les défauts géométriques inhérents aux procédés de fabrication, en particulier les défauts de planéité des pièces en contact, imposent souvent l'usage d'un mastic de calage entre les pièces assemblées. La présence de ce mastic, cumulée au comportement viscoélastique du composite rend difficile la maîtrise de la précharge de la fixation, lors de sa mise place et encore davantage dans la durée.
- v. Les défauts induits par le perçage peuvent influencer significativement sur la tenue statique de l'assemblage.

Compte-tenu de ces spécificités et en particulier des trois derniers points de la liste (iii., iv. et v.), on conçoit aisément que le dimensionnement des assemblages dans les structures composites revêt dans l'industrie un aspect extrêmement technologique, en témoigne la très grande diversité des configurations d'assemblages et des types de fixations. Pour une vision plus générale des assemblages mécaniques dans les structures composites, je renvoie aux travaux de Christophe Bois [Bois, 2017] à l'I2M de Bordeaux. On peut aussi citer les travaux menés à l'université de Limerick en Irlande par Michael McCarthy dans la continuité du projet européen FP5 BOJCAS. Concernant l'étude plus spécifique de la ruine en matage et de l'influence des défauts d'usinage sur le comportement et la ruine de l'assemblage, le lecteur pourra se reporter aux travaux de Frédéric Lachaud [Lachaud, 2011] à l'ICA de Toulouse. Pour ma part, j'ai très tôt fait le choix de focaliser mes efforts sur l'étude de la tenue de la pièce composite dans l'assemblage dans le but de tenir un propos aussi général que possible et d'éviter l'écueil des spécificités technologiques. Mon travail traite donc essentiellement du point ii. (endommagement du composite) et dans une moindre mesure des points i. (techniques expérimentales dédiées) et iii. (effets de serrage). La section suivante présente une brève synthèse bibliographique nécessaire pour mieux positionner mon travail par la suite.



## 2.3 Tenue des assemblages mécaniques dans les structures composites

En matière d'analyse de la tenue des assemblages boulonnés dans les structures composites, les travaux fondateurs ont été réalisés dans les années 1970, sur la base de campagnes d'essais considérables Collings [1977]; Hart-Smith [1976]. Ces travaux ont à la fois caractérisé les modes de défaillance du stratifié dans l'assemblage et étudié les principaux facteurs influant sur la rupture, à savoir, pour un matériau donné, les dimensions géométriques de la plaque composite, le diamètre du fût de la fixation, l'orientation des plis et leur ordre d'empilement, l'épaisseur du stratifié et la précharge du boulon. En outre, ont été étudiées les interactions entre fixations ainsi que les effets de l'interaction entre l'effort de matage transféré par la fixation et l'effort passant, c'est-à-dire l'effort établi au loin dans la plaque composite. De façon classique, la démarche d'analyse mise en œuvre, schématisée en figure 2.1, repose sur la discrétisation de la jonction en assemblages élémentaires à une fixation.

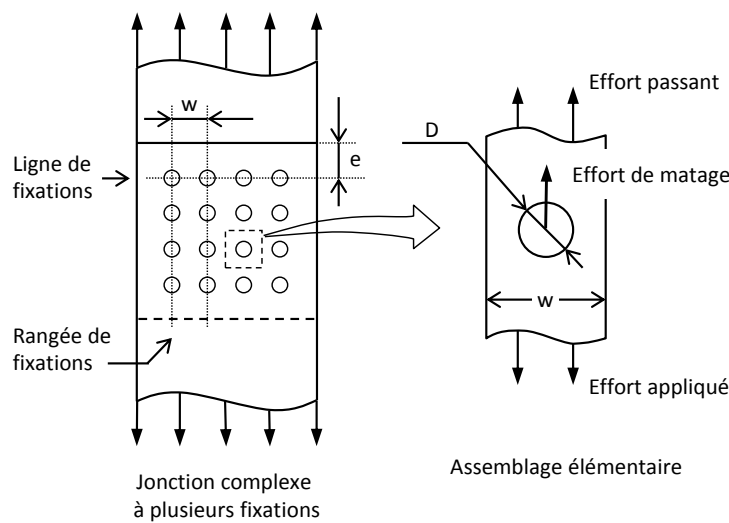


FIGURE 2.1 – Décomposition d'une jonction complexe en assemblages élémentaires et principaux paramètres géométriques influents.

Ces travaux répertorient trois principaux modes de ruine, illustrés en figure 2.2 : la rupture en traction nette au niveau du ligament, la rupture en cisaillement par arrachement du matériau dans la direction de l'effort transféré par la fixation, et la défaillance en matage caractérisée par l'ovalisation progressive du trou et l'ouverture d'un jeu entre la fixation et son alésage qui conduit à la perte de fonctionnalité de l'assemblage. Outre la rupture de la fixation elle-même qui est hors du cadre de ce mémoire, deux autres modes de ruine peuvent apparaître dans des configurations spécifiques. Le mode de clivage constitue un mode combiné entre le fendage de l'éprouvette face au pion et un mode de traction nette. Ce mode apparaît principalement pour des stratifications très fortement orientées et d'un usage peu courant dans les applications industrielles, ou pour des ratios  $e/D$  très faibles. Le mode de *pull-through* correspond à l'arrachement de la tête de fixation au travers du stratifié dans des configurations pour lesquelles le chargement hors plan est prépondérant.

La résistance au matage est une propriété intrinsèque du stratifié, contrairement aux autres modes de rupture pour lesquels la résistance dépend aussi de paramètres géométriques. Pour une stratification donnée, la résistance à l'arrachement augmente avec le ratio  $e/D$  jusqu'à atteindre la résistance au matage et ainsi changer de mode de défaillance. De façon analogue, la résistance à la rupture par traction nette augmente avec le ratio  $w/D$  jusqu'à atteindre le seuil de matage. Ainsi, l'assemblage élémentaire qui maximise l'effort transféré rompt par matage. Les travaux de Collings [Collings, 1982] suggèrent des proportions optimales pour maximiser la résistance en matage de l'ordre de 40 % et plis orientés à  $0^\circ$  et à  $\pm 45^\circ$  et 20 % de plis orientés à  $90^\circ$ .

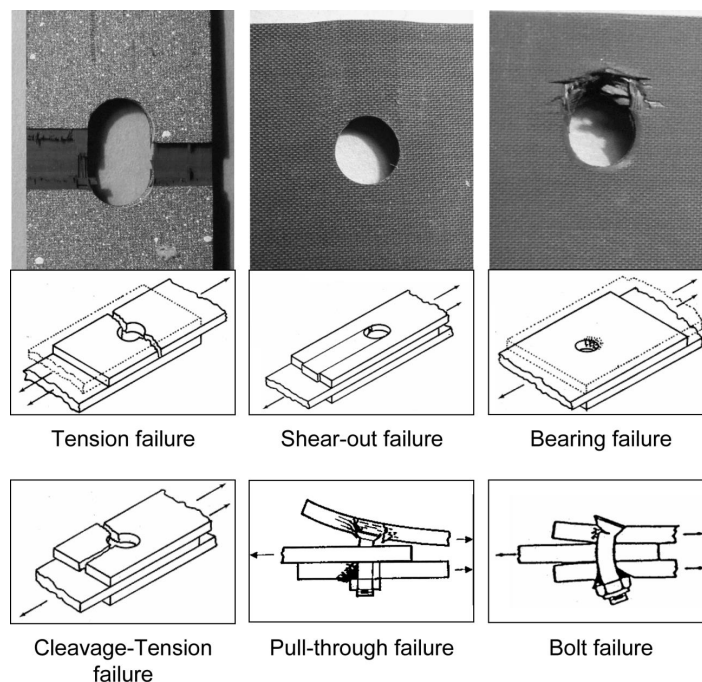


FIGURE 2.2 – Modes de ruines de la plaque composite dans l'assemblage (photos ONERA, schémas [Irisarri et al., 2011]).

De façon générale, dans le cas d'une ligne de fixations, le dimensionnement est piloté par la compétition entre le matage et la rupture en traction nette. Des règles de dimensionnement simples en matière de choix des stratifications et de ratio  $e/D$  minimal suffisent à s'affranchir des risques de clivage ou d'arrachement, sauf configurations atypiques dans lesquelles l'encombrement disponible serait particulièrement contraint comme c'est par exemple souvent le cas pour les chapes. La figure 2.3 illustre la compétition entre matage et traction nette, en fonction du ratio  $w/D$  entre le pas de la ligne de fixations et le diamètre des fixations. L'efficacité de l'assemblage est quantifiée par le rapport entre la résistance de l'assemblage et la résistance de la plaque en zone courante. La faible tenue en traction nette des assemblages composites s'explique à la fois par la faible ductilité du matériau et par son anisotropie qui contribuent à augmenter l'effet des concentrations de contraintes en bord de trou. Par conséquent, l'efficacité des assemblages boulonnés dans les structures composites est très inférieure à l'efficacité de leurs équivalents métalliques.

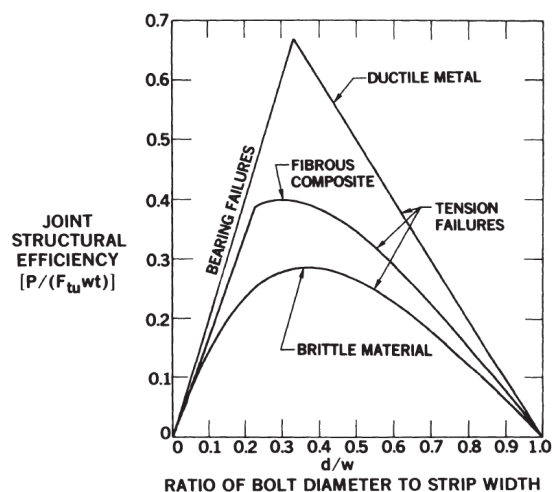


FIGURE 2.3 – Efficacité de l'assemblage mécanique en traction [Hart-Smith, 1980].

La complexité du dimensionnement est encore accrue dans le cas des assemblages à plusieurs

lignes de fixations. D'une part celles-ci ne transfèrent pas une part égale de la charge [Ross, 1947; Tate, 1946], d'autre part elles peuvent être soumises à une combinaison d'effort de matage et d'effort passant comme le montre la figure 2.1. Crews et Naik [Crews Jr and Naik, 1987] ont étudié l'effet de l'interaction entre ces deux types de chargement sur le mode de défaillance de l'assemblage pour un stratifié quasi-isotrope en graphite / époxy et des valeurs usuelles des rapports de dimensions. La figure 2.4 montre en particulier la complexité de l'interaction entre le chargement passant de compression et l'effort transféré par la fixation sur la défaillance en matage.

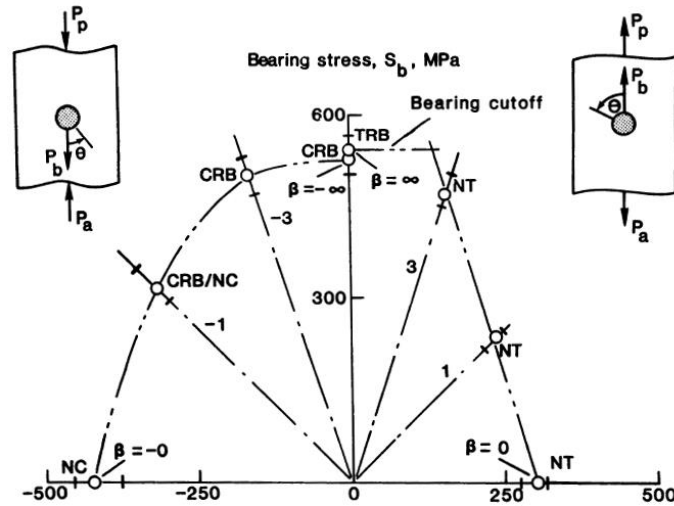


FIGURE 2.4 – Diagramme de l'interaction entre effort passant et effort de matage sur la défaillance de l'assemblage [Crews Jr and Naik, 1987]. NT : net tension, TRB : tension-reacted bearing, CRP : compression-reacted bearing, NC : net compression.

## 2.4 Contributions à l'analyse expérimentale de la défaillance par matage

Les travaux évoqués en section 2.3 fournissent une description macroscopique du comportement des assemblages et des effets des paramètres les plus influents dans l'intention d'établir des règles de dimensionnement. Par contre, les scénarios d'endommagement locaux qui pilotent aux échelles inférieures la ruine de la pièce composite dans l'assemblage sont peu décrits dans ces travaux. L'étude des scénarios d'endommagement se développe à partir de la fin des années 1990 dans le but d'étayer le développement de modèles fins pour la prévision de la tenue de l'assemblage. Clivage et cisaillement sont des modes de ruine secondaires, dans le sens où ils sont généralement aisément évitables<sup>1</sup>. La rupture en traction nette ne semble pas offrir de différence majeure dans le cas d'un assemblage boulonné par rapport à une plaque trouée habitée ou une plaque trouée si ce n'est une certaine sensibilité à la précharge de la fixation dans le cas des stratifiés les plus sensibles aux délaminages [Yan et al., 1999]. Pour ces raisons, et comme de nombreux auteurs, j'ai privilégié dans mes travaux l'étude du matage du composite, soit par un pion [Wang et al., 1996; Wu and Sun, 1998], soit par un boulon [Gohorianu, 2008; Kelly and Hallström, 2004; Xiao and Ishikawa, 2005a]. La quasi totalité de la bibliographie est consacrée aux composites stratifiés à base de plis unidirectionnels ou tissés 2D.

### 2.4.1 Développement de dispositifs expérimentaux

À partir de cette analyse bibliographique, il m'est apparu évident qu'une des clés essentielles de l'analyse des assemblages réside dans l'obtention de données expérimentales pertinentes et bien maîtrisées. J'ai ainsi piloté trois campagnes d'essais dédiées à l'analyse du comportement des assemblages mécaniques dans les composites. Ces travaux ont à chaque fois représenté l'occasion de proposer ou repenser les dispositifs expérimentaux. La première campagne a été réalisée en 2005 - 2006, avec des éprouvettes stratifiées à 16 plis  $[(90_2/0_2)_2]_s$  en T300/914. L'objectif de cette campagne était d'établir le scénario de matage et de constituer une base de données expérimentales pour la mise en place et la validation de simulations numériques détaillées de la défaillance de l'assemblage en quasi-statique [Irisarri et al., 2012b]. Les essais ont été réalisés sur une machine servo-hydraulique asservie Schenck de traction / compression d'une capacité de  $\pm 4000$  daN, pilotée en déplacement à une vitesse de l'ordre de  $10^{-6}$  m/s. De cette campagne, dans laquelle nous avons multiplié les configurations géométriques d'assemblages, je retiens principalement deux configurations illustrées en figure 2.5. La première (figure 2.5.a) consiste en un dispositif d'essai de compression sur demi-trou dédié à l'étude de la défaillance par matage. Ce dispositif est inspiré des travaux de Wu et Sun [Wu and Sun, 1998], dont il diffère par la présence du demi-trou, jugée plus représentative de l'assemblage qu'une surface plane. Outre sa grande simplicité, ce dispositif présente trois avantages. Premièrement, dans la mesure où l'éprouvette est globalement sollicitée en compression, il permet de s'affranchir des risques de rupture de traction nette et d'arrachement. Le choix de la longueur utile de l'éprouvette, c'est-à-dire de la distance entre le centre du trou et la sortie du mors, résulte d'un compromis entre le risque de flambement de l'éprouvette, si la distance est trop grande, et le risque de perturber le champ de contraintes face au pion, si la distance est trop courte. Deuxièmement, le pion ne peut fléchir, ce qui simplifie la modélisation de l'essai. Troisièmement les surfaces de l'éprouvette sont visibles, ce qui permet de suivre par des techniques de mesure de champs le comportement du stratifié à proximité du bord chargé du trou<sup>2</sup>. Il s'agit ainsi de la configuration expérimentale idéale pour l'analyse détaillée de

---

1. Ces modes de défaillance sont néanmoins critiques dans le cas des chapes composites. Je me suis ainsi intéressé à la caractérisation et la modélisation de la défaillance en cisaillement de chapes composites tissées 3D dans le cadre de la thèse de Cécile Garcia [Garcia et al., 2021].

2. Remarquons que Aldebert *et al.* [Aldebert et al., 2011] proposent une version modifiée de ce montage dans laquelle le contact avec le pion s'effectue sur le quart de l'éprouvette, permettant ainsi d'observer en cours d'essai la tranche de l'éprouvette et le développement de l'endommagement à cœur, face au pion. Dans leur article, les auteurs utilisent une éprouvette rectangulaire, mais cette configuration pourrait être adaptée pour un essai de compression sur

la succession des endommagements locaux liée au matage et pour la comparaison entre essais et simulations. Cette configuration a été déclinée pour différents diamètres de pion (en l'occurrence, 6 mm, 8 mm, 10 mm et 12 mm).

Le second dispositif, présenté en (figure 2.5.b) correspond à un essai de double recouvrement. Par rapport aux essais classiques de double recouvrement, dans lesquels l'éprouvette composite est généralement placée au centre de l'assemblage au niveau de son plan de symétrie, on a choisi de disposer symétriquement deux éprouvettes composites de part et d'autre de plaques centrales métalliques afin d'observer les surfaces des éprouvettes. Malgré sa simplicité apparente, ce type d'essais s'est révélé particulièrement délicat à exploiter. En effet, les variations de positions et de diamètres des alésages liées aux tolérances de fabrication engendrent une dissymétrie du dispositif dès les premiers instants de rattrapage des jeux et de mise en charge de l'ensemble. Les deux éprouvettes composites ne sont pas chargées de façon identique. En outre, au sein d'une même éprouvette, les deux alésages ne s'endommagent pas nécessairement simultanément. Le matage des alésages contribue à uniformiser la distribution de l'effort sur les quatre assemblages. Il reste toutefois très difficile d'exploiter quantitativement ce type d'essais dans la mesure où il faudrait observer les quatre fixations pour déterminer précisément la succession des événements. Plusieurs variantes de cette configurations avaient été réalisées, impliquant des lignes ou rangées de deux fixations pour lesquelles les mêmes conclusions s'appliquent. Fort de cette expérience, j'ai par la suite privilégié les configurations d'essais impliquant un assemblage unique.

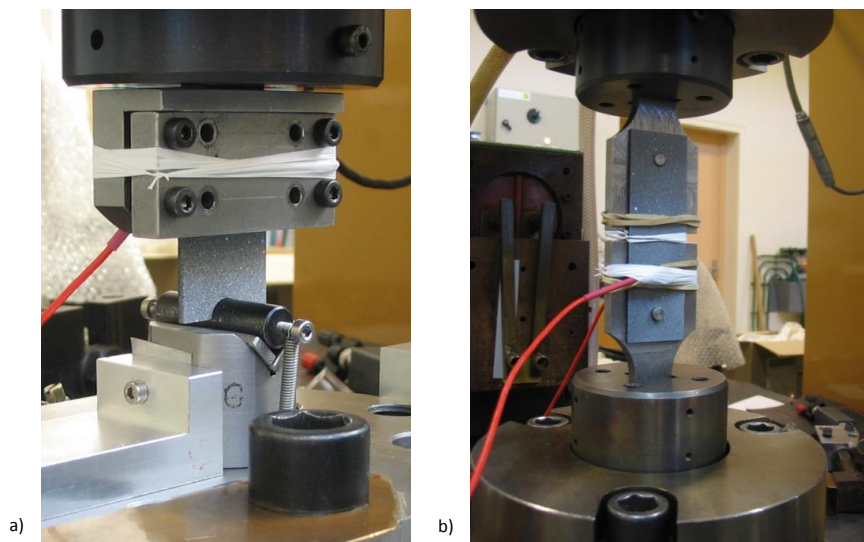


FIGURE 2.5 – Dispositifs expérimentaux pour l'étude de la défaillance par matage. a) Essai de compression sur demi-trou. b) Essai en double recouvrement avec plaques composites externes.

La deuxième campagne, réalisée en 2012 - 2013, a porté sur l'étude du matage de stratifiés à 16 plis en T700/M21. Cette fois les travaux poursuivaient trois objectifs principaux : étudier l'influence sur la tenue au matage de l'ordre d'empilement des plis dans des stratifiés quasi-isotropes ou faiblement orientés, étudier l'effet sur la tenue au matage du serrage de la fixation et, enfin, l'effet de la vitesse de sollicitation dans la gamme  $10^{-7}$  m/s à 1 m/s. J'ai proposé pour cette étude deux configurations d'essais, présentées en figure 2.6, dérivées de la configuration de double recouvrement standard de type ASTM D5961 / D5961M. La première configuration, illustrée en figure 2.6.a correspond à un *essai de traction en double recouvrement avec fenêtre d'observation*. Elle combine les avantages de la configuration standard (symétrie du dispositif, assemblage composite unique) et la possibilité d'observer la surface de l'éprouvette à proximité du bord chargé du trou. Par rapport à l'essai de compression sur demi-trou, cet essai exacerbe la flexion du pion qui travaille dans une configuration proche d'une flexion trois points. Du point de vue de la corrélation essai / calcul il est ainsi nécessaire de modéliser une partie du dispositif expérimental pour capturer correctement

ment la flexion du pion et la rigidité globale de l'assemblage. Le dispositif présenté en figure 2.6.a a été employé sur une machine Zwick électromécanique de 150 kN pour des essais pilotés en déplacement dans la gamme de vitesse  $10^{-7}$  m/s à  $10^{-3}$  m/s au centre ONERA de Châtillon. Cette configuration a été adaptée, par la suite, par l'équipe CRD du centre ONERA de Lille pour des essais réalisés sur vérin rapide dans la gamme de vitesse  $8.3 \times 10^{-5}$  m/s à 1 m/s [Portemont et al., 2018]. La seconde configuration, plus classique, est dédiée à l'étude de l'effet du serrage du boulon sur la tenue au matage du stratifié (figure 2.6.b). Elle correspond à un essai d'assemblage en double recouvrement, sans fenêtre d'observation, mais dans lequel le boulon est instrumenté à une extrémité avec une cellule d'effort afin de suivre au cours de l'essai l'évolution de la précharge de traction dans le boulon. Un capteur LVDT est disposé à l'extrémité opposé afin d'estimer le déplacement du pion par rapport au mors fixe. C'est la configuration la plus représentative d'un assemblage réel, en particulier pour ce qui est de la flexion de la fixation.

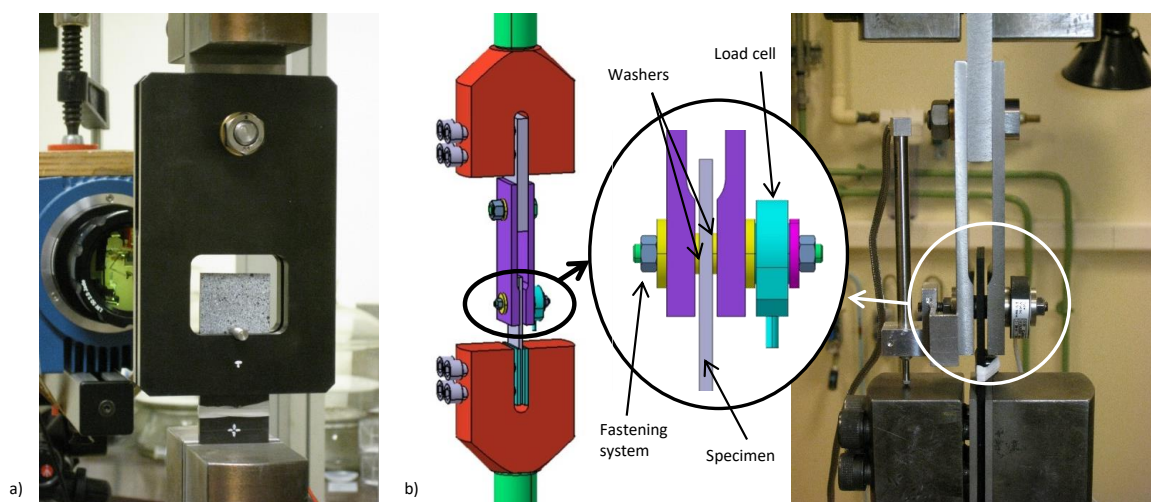


FIGURE 2.6 – Dispositifs expérimentaux pour l'étude de la défaillance par matage. a) Essai de traction en double recouvrement avec fenêtre d'observation. b) Essai en double recouvrement avec boulon instrumenté.

La troisième campagne expérimentale a été réalisée en 2014 - 2015 et a porté sur l'étude du matage de composites tissés 3D du groupe Safran [Mounien et al., 2017]. Pour cette campagne, nous avons repris et adapté les configurations de compression sur demi-trou et de traction en double recouvrement avec ou sans fenêtre d'observation, toutes trois illustrées en figure 2.7. La principale adaptation réalisée est liée aux fortes épaisseurs des éprouvettes et aux diamètres des fixations employées qui impliquent des efforts très élevés. Les montages présentés figure 2.7 ont ainsi été développés pour une machine hydraulique MTS de 500 kN. Les dispositifs de compression sur demi-trou et de traction en double recouvrement sans fenêtre d'observation ont été exploités afin de caractériser la défaillance en matage du matériau pour des épaisseurs de 10 mm et 20 mm et des diamètres de pion de 12 mm, 20 mm et 30 mm. Le dispositif de traction en double recouvrement avec fenêtre d'observation a été exploité pour réaliser des essais sur des chapes de 20 mm d'épaisseur avec un diamètre d'axe de 50 mm. La figure 2.7.c présente un montage expérimental considérablement renforcé par rapport à celui de la figure 2.6.a. Les deux flasques ajourées boulonnées à une plaque centrale sur la figure 2.6.a sont remplacées sur la figure 2.7.c par une unique pièce de forte épaisseur usinée en acier. L'objectif est ici de réduire les possibilités de jeux dans le montage et de maximiser la raideur de celui-ci afin de minimiser sa déformation au cours de l'essai. De surcroît, la pièce est ceinturée au niveau de l'extrémité inférieure des flasques afin de prévenir tout risque d'ouverture du montage qui pourrait accompagner une éventuelle flexion du pion. Le même type de modifications peut être observé sur la figure 2.7.b. Ce montage extrêmement rigide a été utilisé pour étudier la correspondance entre l'essai d'écrasement et l'essai de double recouvrement (voir section 2.4.3).

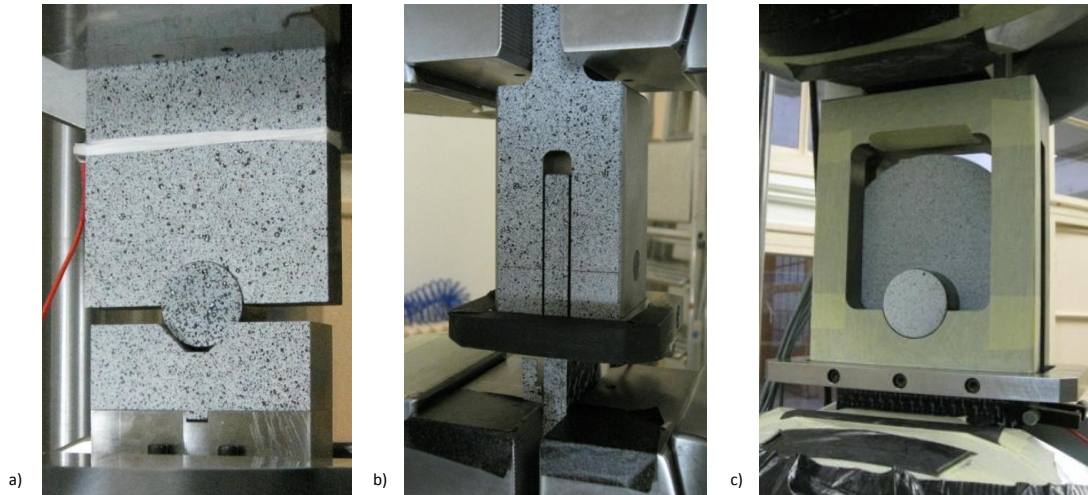


FIGURE 2.7 – Dispositifs expérimentaux pour l'étude de la défaillance de chapes et assemblages composites de forte épaisseur. a) Essai de compression sur demi-trou. b) Essai en double recouvrement. c) Essai en double recouvrement avec flasques ajourés.

### 2.4.2 Scénario de matage : stratifiés d'unidirectionnels vs composites tissés 3D

Les essais de matage sur demi-trou réalisés sur éprouvettes en T300/914 et sur éprouvettes tissées 3D ont permis d'établir et de comparer les scénarios d'endommagement qui régissent la défaillance par matage de ces matériaux. Ces scénarios ont été établis en procédant successivement à des essais monotones à rupture et des essais interrompus, en quasi-statique.

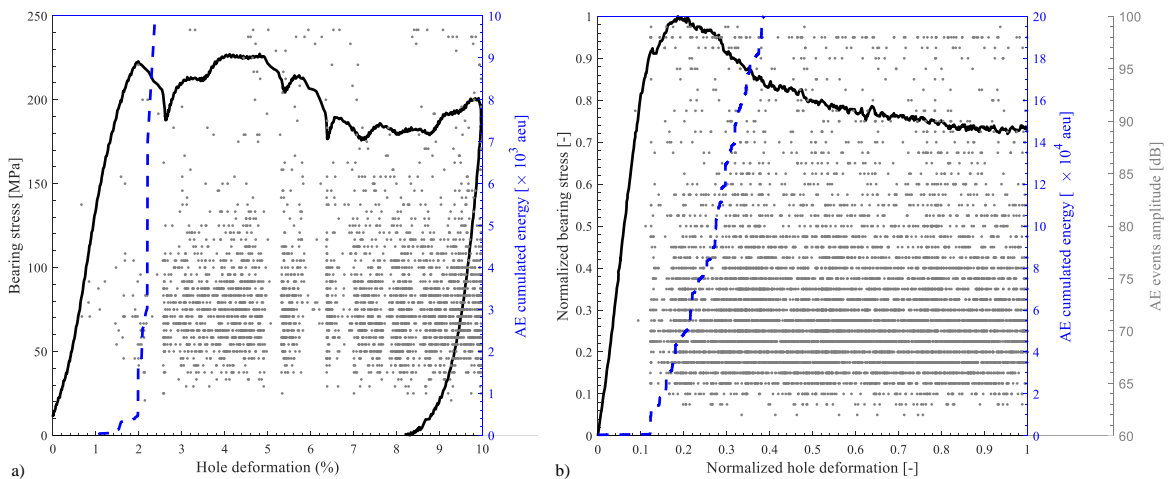


FIGURE 2.8 – Comportement global pour un essai de matage sur demi-trou. Contrainte de matage, amplitude des événements acoustiques et énergie acoustique cumulée (zoom sur les premiers événements significatifs) en fonction de l'ovalisation de l'alésage. L'axe des amplitudes est commun aux deux graphiques. a) Pion de 6 mm de diamètre. Éprouvette stratifiée à 16 plis  $[(90_2/0_2)_2]_s$  en T300/914. b) Pion de 12 mm de diamètre. Éprouvette tissée 3D.

Les courbes de comportement global permettent de distinguer les différentes phases du comportement de l'assemblage. Typiquement, on distingue une phase initiale de rattrapage des jeux et de mise en charge de l'assemblage, une phase de comportement quasi-linéaire, une phase non-linéaire terminée par un premier pic d'effort, suivie d'une brutale chute d'effort et d'un plateau de charge plus ou moins stable avant le basculement final vers un mode d'arrachement ou de traction nette. On retrouve ces phases de comportement sur la figure 2.8, plus ou moins marquées, pour une éprouvette stratifiée comme pour une éprouvette tissée 3D. Compte tenu de la grande rigidité du matériau composite, l'éprouvette se déforme très peu. La mesure de déplacement fournie

par la machine d'essai est difficile à exploiter car le montage et la machine peuvent se déformer autant voire davantage que l'éprouvette. La stéréo-corrélation d'images numériques permet de quantifier en surface les déplacements relatifs entre l'éprouvette et le pion. Le suivi des émissions acoustiques permet de suivre l'évolution de l'endommagement au cours de l'essai. Sans pousser l'exploitation de cette information jusqu'à discriminer les signaux pour identifier la signature acoustique de différents mécanismes d'endommagement locaux, exercice délicat qui nécessite une grande maîtrise de la chaîne d'acquisition acoustique et une profonde connaissance du matériau étudié, le suivi de l'évolution de l'énergie cumulée permet d'estimer un seuil de premier endommagement et d'identifier les événements majeurs. Ainsi les premiers événements significatifs sont généralement enregistrés à la fin de la phase de comportement quasi-linéaire. La phase de non-linéarité qui s'ensuit correspond à l'accumulation de fissures matricielles jusqu'au pic de matage qui marque l'emballement de l'endommagement.

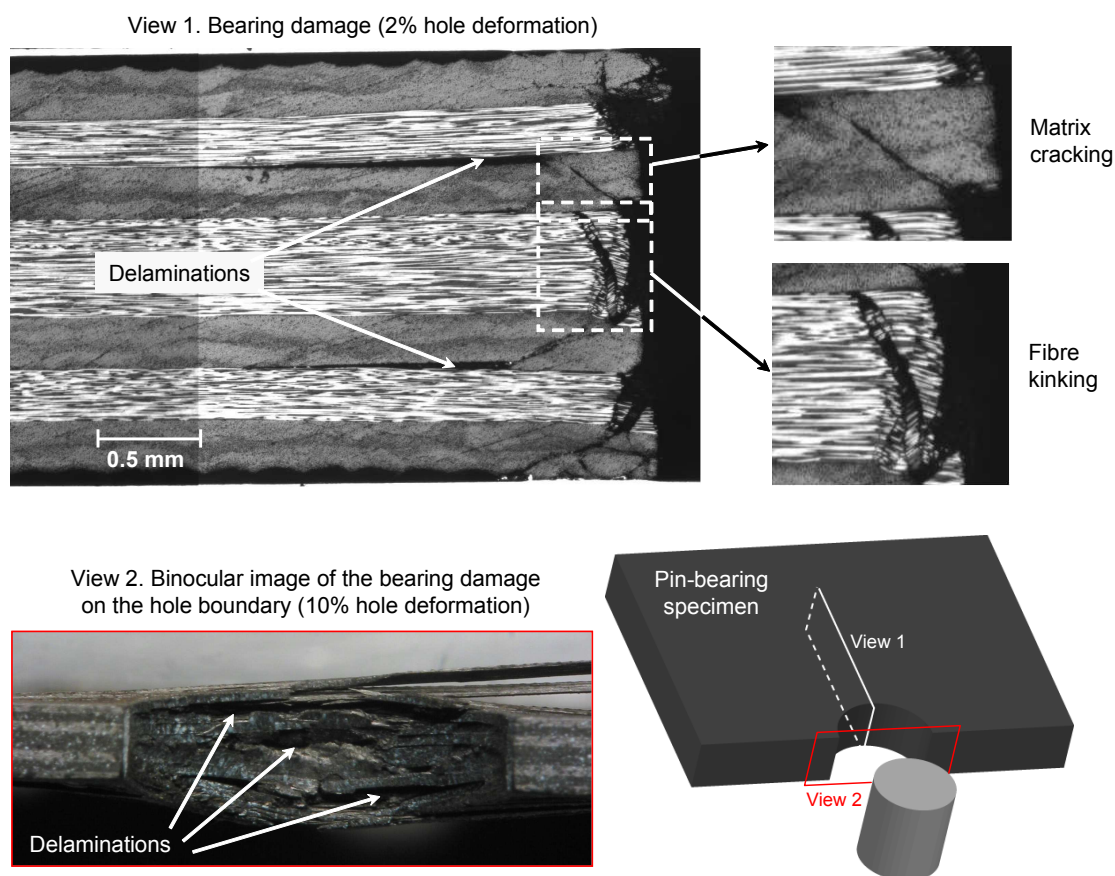


FIGURE 2.9 – Observation optique des endommagements locaux sur une coupe réalisée dans la direction de l'effort de matage transféré par le pion (vue 1) et sur le bord chargé de l'alsage (vue 2).

Des essais interrompus ont été définis sur la base des résultats obtenus lors des essais monotones afin de caractériser la nature des endommagements mis en jeu à chaque phase de comportement. Différents types d'observations ont été effectués sur les éprouvettes. Les techniques de contrôle non-destructifs permettent d'estimer certains endommagements tout en conservant la possibilité de réutiliser l'éprouvette pour un essai ultérieur. Plusieurs éprouvettes ont ainsi subi quelques cycles de charge et décharge d'amplitude croissante. Ces éprouvettes ont été démontées et contrôlées à l'issue de chaque cycle. On a ainsi procédé à des mesures ultra-sonores pour déterminer l'évolution des aires délaminées dans les éprouvettes stratifiées. On a aussi procédé à des micro-tomographies, réalisées chez Safran Composites, pour suivre l'évolution des endommagements dans une éprouvette tissée 3D au cours d'un essai interrompu, pour plusieurs niveaux de charge. Dans le cas du matage, toutefois, les premiers endommagements sont localisés sur le bord chargé du trou dans un très petit volume de matière, difficile à observer sans découper les



éprouvettes. Je me suis donc principalement basé pour la description du scénario de matage sur des observations effectuées au microscope optique sur des coupes réalisées à différents niveaux d'effort.

Le scénario de matage établi pour les composites stratifiés est cohérent avec les résultats issus de la littérature [Gohorianu, 2008; Kelly and Hallström, 2004; Wu and Sun, 1998; Xiao and Ishikawa, 2005a]. Le matage débute par une accumulation progressive d'endommagements matriciels sur le bord chargé du trou et de micro-flambements des fibres, ou *kinking*, face au pion, dans les plis qui supportent la charge. Ces endommagements s'accumulent sur le bord chargé du trou et progressent généralement de la surface de l'éprouvette vers le cœur du stratifiés, formant des bandes de *kinking* qui traversent l'épaisseur des plis et amorcent des délaminages aux interfaces entre couches d'orientations différentes. Le pic d'effort de matage marque la fin de cette phase d'accumulation locale des dommages, lorsque cède l'ensemble des plis supportant la charge. Le comportement au-delà du pic de matage se caractérise par la propagation brutale et instable des délaminages sur des aires importantes. Le matériau fragmenté sur le bord chargé du trou est maintenu par le pion et le matériau environnant et continue à transférer la charge, de sorte que l'ovalisation du trou peut se poursuivre avec une zone fragmentée qui se développe progressivement face au pion et un stratifié de plus en plus délaminé. Ces mécanismes d'endommagement sont illustrés en figure 2.9 pour un essai interrompu peu après le pic de matage.

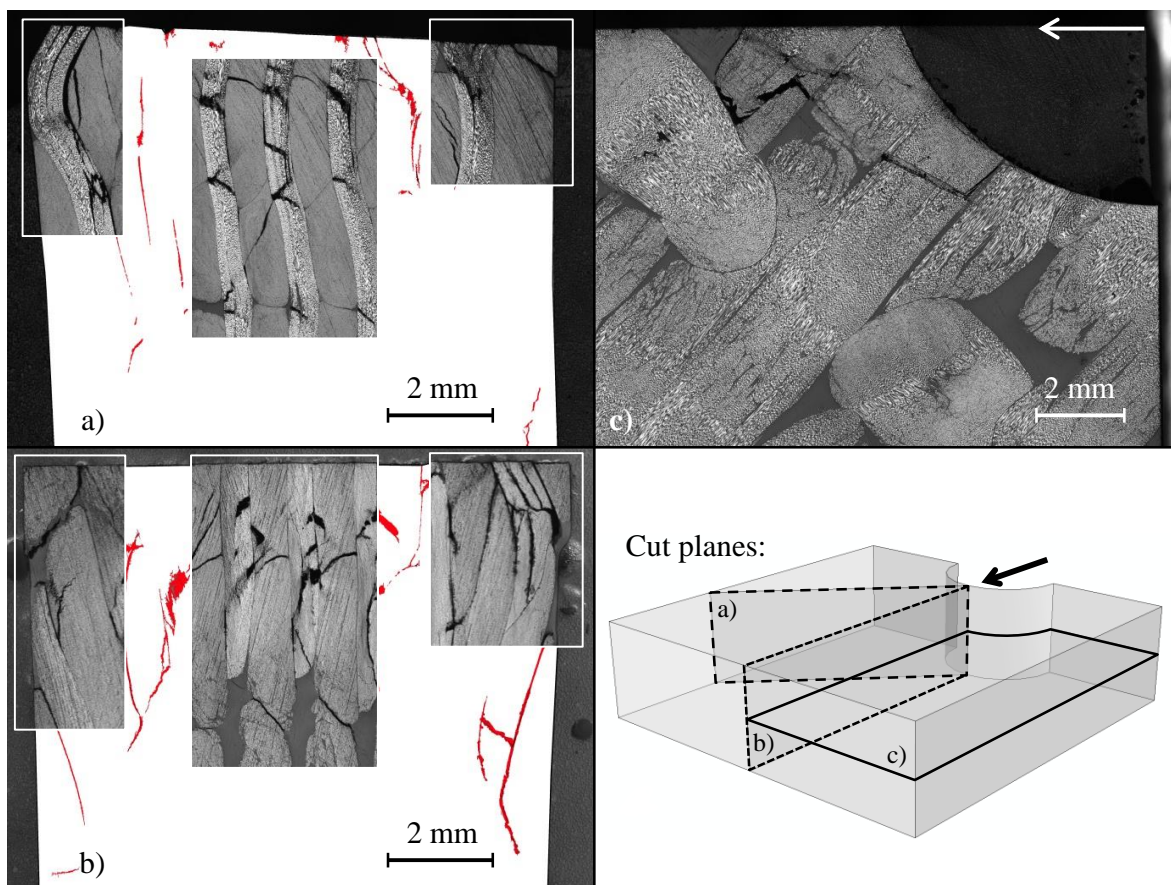


FIGURE 2.10 – Observation au microscope optique de la fissuration matricielle inter-torons et des bandes de *kinking* intra-toron pour trois coupes réalisées dans une éprouvette soumise à un essai de matage sur demi-trou à 45° interrompu peu après le pic de matage. a) Coupe dans la direction trame. b) Coupe dans la direction de l'effort. c) Coupe à mi-épaisseur.

Le scénario de matage des composites tissés 3D diffère principalement en deux points du scénario des stratifiés à base de plis unidirectionnels. Premièrement, de par son architecture interne tissée, la tenue au matage n'est plus directement pilotée par la tenue au *kinking* des fibres, mais par la tenue au *kinking* des torons de fibres. Ces torons de fibres sont ondulés et cette ondulation

influe significativement sur le *kinking* en hâtant son apparition. La figure 2.10 présente quelques vues des *kinkings* de torons observés dans différents plans de coupe au pic de matage pour une éprouvette chargée à 45° par rapport aux directions de tissage. La figure illustre par ailleurs la progressivité du *kinking* des torons dans la mesure où certaines bandes de *kinking* ont complètement traversé les torons alors que d'autres ne sont encore que partiellement développées. Ces constatations sont cohérentes avec des observations rapportées dans la littérature au sujet des composites stratifiés de tissés 2D [Aldebert et al., 2011; Sola et al., 2016]. Deuxièmement, les matériaux tissés 3D ne délaminent pas. Le délaminage dans ces matériaux est contenu par l'armure de tissage et, de fait, remplacé par un mécanisme de décohésion hors plan des torons beaucoup plus stable et diffus. Ainsi, par rapport à un stratifié croisé composé de plis orientés à 0° et 90°, le comportement post-pic de matage présente un plateau de matage beaucoup plus stable (voir figure 2.8), susceptible de dissiper davantage d'énergie.

### 2.4.3 Effet du ratio D/t sur le matage de composites tissés 3D

Dans la suite de ce document, plutôt que d'utiliser un critère fonctionnel basé sur l'ovalisation du trou ou la perte de raideur de l'assemblage, on assimile la résistance en matage à la contrainte au premier pic d'effort. L'influence sur la résistance en matage du rapport entre le diamètre du trou et l'épaisseur du stratifié, est présentée en figure 2.11.a. La figure combine des résultats d'essais obtenus avec deux épaisseurs de matériau, trois orientations du matériau, quatre diamètres de trou et deux dispositifs d'essais, l'un de compression sur demi-trou, l'autre de traction en double recouvrement présentés respectivement en figure 2.7.a et figure 2.7.b. Les résultats obtenus pour une sollicitation de matage alignée avec la direction chaîne du matériau montre une tendance claire et cohérente. Dans le mesure où ce matériau comporte une proportion supérieure de torons de chaîne que de torons de trame, la résistance en matage sens trame est inférieure à la résistance sens chaîne. Elle présente elle aussi une tendance claire. Pour ces deux orientations du matériau, l'effort au pic de matage correspond dans la plage observée à une fonction décroissante de la racine carrée du ratio D/t. Les résultats obtenus en compression sur demi-trou ou en traction en double recouvrement sont parfaitement cohérents et permettent d'estimer une unique courbe de régression par orientation. Ces tendances sont cohérentes avec les observations réalisées sur stratifiés (voir figure 2.11.b).

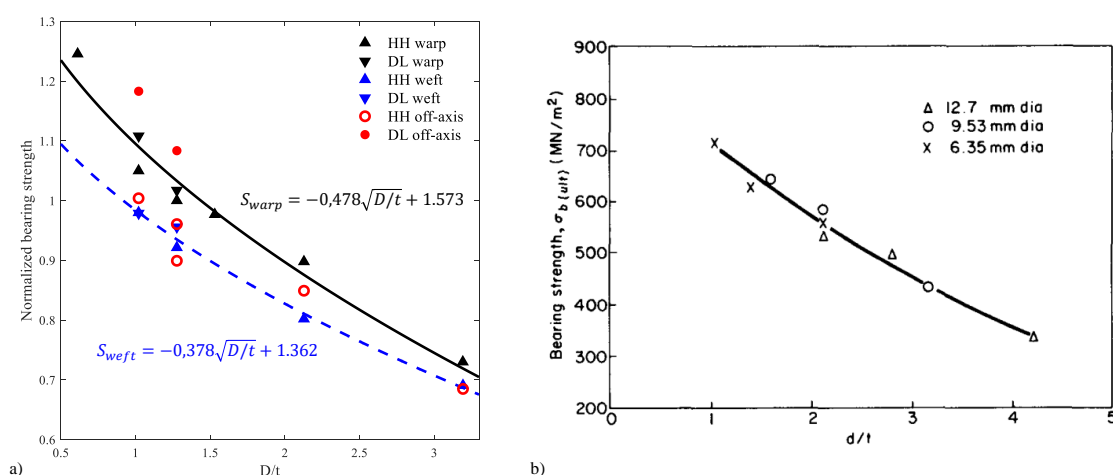


FIGURE 2.11 – Influence du ratio D/t sur la résistance en matage. a) Matériau tissé 3D Safran. b) Stratifié d'unidirectionnel [Collings, 1977].

Dans le cas des essais réalisés dans la direction hors-axe, à 45°, la tendance globale semble similaire. Toutefois les résultats obtenus avec les deux configurations d'essais perdent leur cohérence. En effet, dans le cas de l'essai sur demi-trou, couper les torons au niveau de la section nette modifie les chemins d'effort par rapport à la configuration de traction qui, elle, implique

une plaque trouée complète. Autre élément remarquable, la résistance matage en double recouvrement à 45° par rapport aux directions de tissage est supérieure à la résistance dans les directions chaîne et trame. On propose l'interprétation physique suivante pour ce phénomène. Dans le cas où le chargement de matage est orienté selon l'une des directions de tissage du matériau, le *kinking* des torons face au pion est principalement déclenché par la combinaison d'une contrainte de compression axiale et de cisaillements hors-plan liés à l'ondulation du toron. Le *kinking* se développe dans l'épaisseur du toron et s'exprime par un gonflement hors-plan significatif du matériau. Dans le cas d'un chargement hors-axe à 45°, le toron est essentiellement soumis à un cisaillement plan combiné à de la compression. Le *kinking* se développe dans la largeur du toron et s'exprime beaucoup moins dans l'épaisseur. On a ainsi observé beaucoup moins de gonflement pour les éprouvettes chargées dans la direction hors axe que pour les éprouvettes sollicitées selon les directions chaîne et trame. En outre, si l'on assimile en première approximation la section du toron à une ellipse, l'épaisseur du toron, qui correspond ici à son petit axe, est beaucoup plus petite que sa largeur, qui correspond au grand axe de l'ellipse, ce qui peut contribuer à expliquer des cinétiques de fissuration des torons différentes.

#### 2.4.4 Effet de vitesse sur le matage des stratifiés

Ce paragraphe s'appuie sur certains résultats présentés dans [Portemont et al., 2018]. Le dispositif de traction en double recouvrement avec fenêtre d'observation présenté en figure 2.6.a a été adapté, ainsi que son instrumentation, pour des essais réalisés sur vérin rapide à l'ONERA Lille. Cinq vitesses de chargement ont été étudiées de  $8.3 \cdot 10^{-5}$  m/s à 1 m/s, avec trois répétitions d'essais. Les éprouvettes ont été usinées dans une plaque de T700GC/M21 avec un empilement quasi-isotrope à 16 plis  $[(45/90/-45/0)_2]_s$ . Les proportions des éprouvettes sont fixées à  $w/D = 5,6$  et  $e/D = 4,7$  de sorte à obtenir une défaillance par matage. Le diamètre du pion est de 6,35 mm. Les assemblages sont ajustés.

Trois caractéristiques du comportement global ont été étudiées en particulier : la raideur globale de l'assemblage, l'effort au pic et l'effort moyen du plateau de matage (estimé entre 5 et 10 mm de déplacement imposé). La figure 2.12 illustre l'influence de la vitesse de chargement sur ces deux dernières caractéristiques, ainsi que la très bonne répétabilité des résultats. L'effort au pic augmente d'environ 20 % entre  $8.3 \times 10^{-5}$  m/s et 1 m/s. Parallèlement, l'effort moyen au plateau de matage diminue d'environ 40 %. Les courbes illustrent l'évolution des valeurs moyennes par rapport à une échelle linéaire des vitesses. Les grandeurs d'intérêt évoluent rapidement pour de faibles vitesses avant de se stabiliser progressivement au-delà de 0.1 m/s. Les graphiques en barres proposent une visualisation alternative des mêmes données par rapport à une échelle logarithmique des abscisses. Cette représentation permet de mieux observer l'évolution aux faibles vitesses, qui elle aussi présente une asymptote horizontale que l'on peut deviner pour la l'effort au plateau mais qui ne semble pas encore atteinte pour l'effort au pic. A contrario, la raideur globale de l'assemblage dans sa phase de comportement quasi-linéaire s'avère insensible à la vitesse de chargement, ce qui est un résultat attendu pour une éprouvette carbone/époxy quasi-isotrope dont la raideur longitudinale du pli unidirectionnel est indépendante de la vitesse. Ici, compte tenu du transfert d'effort via la fixation, ce sont les plis à 45° qui bloquent l'expression de la viscosité. La sensibilité à la vitesse de chargement de la résistance en compression longitudinale du pli à 0° pourrait, quant à elle, expliquer l'augmentation de l'effort au pic, puisque le matage est piloté par le *kinking* des plis à 0°. La chute de l'effort moyen au plateau est plus complexe à expliquer dans la mesure où les endommagements intra-ply et inter-ply se développent simultanément.

#### 2.4.5 Effet de serrage

Ce paragraphe s'appuie sur les résultats présentés dans [Irisarri et al., 2014]. La campagne expérimentale comporte 12 essais de traction sur assemblages boulonnés réalisés à l'ONERA Châtillon, au moyen du dispositif expérimental présenté en figure 2.6.b, complétés par 5 essais d'assemblage avec pion, au moyen du dispositif présenté en figure 2.6.a. Les éprouvettes sont réalisées

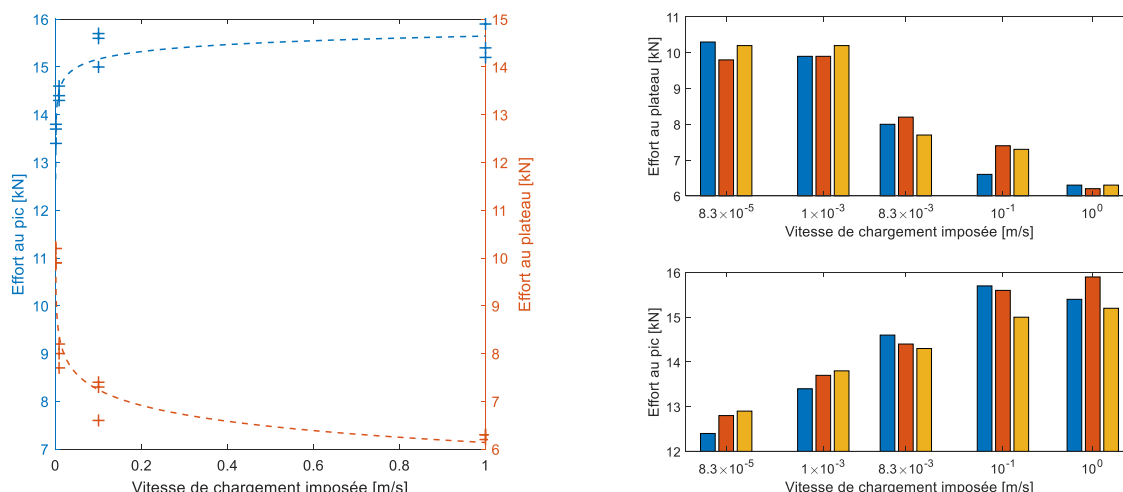


FIGURE 2.12 – Influence de la vitesse de chargement sur le comportement global de l'assemblage. Évolution de l'effort au pic de matage et de l'effort moyen au plateau.

en T700GC/M21 avec un empilement quasi-isotrope à 16 plis. Trois empilements de 16 plis ont été étudiés : un empilement quasi-isotrope usuel  $[(45/90/-45/0)_2]_s$ , une permutation de cet empilement davantage sensible au délaminage,  $[45/90/-45/45/0/0/90/-45]_s$  et un empilement orienté  $[45/-45/90/0/90/90/45/-45]_s$  lui aussi très sensible au délaminage. Le diamètre du pion est de 6,35 mm. Différents niveaux de serrage ont été employés, depuis le simple confinement latéral jusqu'à un effort de serrage de 10 kN (environ 100 MPa de pression moyenne sous appui), ainsi que deux diamètres extérieurs de rondelles de serrage (13 mm et 16 mm).

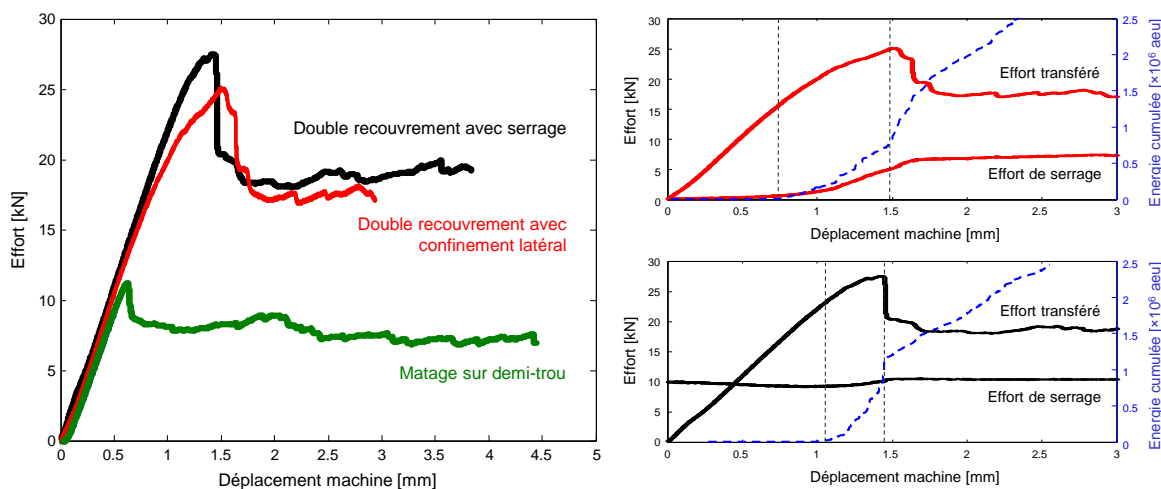


FIGURE 2.13 – Courbes de comportement global pour deux essais de matage en double recouvrement, l'un avec serrage (10 kN, soit environ 100 MPa de contrainte moyenne de serrage), l'autre avec confinement latéral et un essai de matage sur demi-trou. Évolutions comparées de la force de serrage et de l'énergie acoustique cumulée pour les deux essais réalisés en double recouvrement. Éprouvettes stratifiées en T700GC/M21 avec un empilement  $[45/90/-45/45/0/0/90/-45]_s$ .

Les résultats expérimentaux montrent plusieurs tendances nettes, dont les principales sont illustrées sur la figure 2.13.

- Le serrage n'a pas d'influence significative sur la raideur de l'assemblage dans sa phase de comportement quasi-linéaire.
- La résistance en matage augmente considérablement avec l'application d'une force de serrage latérale. Cette hausse est bien documentée dans la littérature. On peut l'observer sur la figure 2.13 en comparant les résultats obtenus avec un pion, sans serrage ni confinement

latéral du matériau, et les résultats obtenus sur assemblages boulonnés. La hausse observée sur la figure est de 140 % par rapport à la configuration sans serrage. En fonction des conditions de serrage, la hausse constatée dans nos essais varie entre 84 % et 140 %.

- L'essentiel de l'augmentation de la résistance au matage est acquis avec un simple confinement latéral. Il est intéressant d'observer sur la figure 2.13 le développement progressif d'un effort de traction non-négligeable dans le fut de la fixation en réaction à l'expansion hors-plan du stratifié due à l'endommagement et bloquée par le dispositif de serrage. Dans le cas de l'empilement quasi-isotrope usuel, le serrage de la fixation n'apporte qu'un gain marginal : 84 % d'amélioration pour un assemblage confiné contre 87 % pour une force de serrage initiale de 5,7 kN (environ 56 MPa de contrainte moyenne de serrage). Pour les empilements plus sensibles au délaminage, l'influence du serrage initial est supérieure, avec un gain supplémentaire d'environ 20 % sur la résistance en matage. Ainsi, plus l'empilement est sensible au délaminage, plus l'effet du serrage est prononcé.
- Par rapport au scénario de matage en l'absence de serrage détaillé en section 2.4.2 pour les stratifiés, le serrage influe essentiellement sur la phase d'accumulation des dommages avant le pic de matage. Le serrage tend à prolonger cette phase, en retardant l'expression hors-plan des dommages et l'ouverture des délaminages. La comparaison des courbes d'énergie acoustique cumulée sur la figure 2.13 illustre clairement ce phénomène. La phase d'accumulation s'étend de l'apparition des premiers dommages significatifs jusqu'au pic de matage. Celui-ci correspond au moment où les dommages débouchent de la zone serrée.
- Augmenter la force de serrage permet essentiellement de retarder les premiers endommagements et de réduire la non-linéarité observée sur le comportement global avant le pic de matage.
- Augmenter la surface de serrage permet de retarder le pic de matage en retardant le moment où les dommages débouchent de la zone serrée. À titre d'exemple, à tous paramètres égaux par ailleurs, un assemblage serré à 10 kN avec une rondelle de 13 mm de diamètre et un assemblage confiné avec une rondelle de 16 mm présente des résistances de matage équivalentes. Néanmoins le second assemblage s'endommage beaucoup plus tôt que le premier et présente un comportement non-linéaire beaucoup plus marqué avant le pic. Effet d'intensité du serrage et de surface de serrage se conjuguent ainsi dans les limites de la résistance en traction de la fixation et de la résistance en compression hors plan du stratifié.

## 2.5 Contributions à la prévision de la tenue des assemblages

Les travaux présentés en section 2.3 ont permis de constituer des bases de données expérimentales conséquentes sur le comportement de la plaque composite dans l'assemblage. Je me suis basé sur ces résultats pour travailler à la modélisation du comportement et de la ruine des assemblages, dans les composites stratifiés et dans les composites tissés 3D. Les travaux de modélisation sur les composites tissés 3D étant confidentiels, la suite de cette section est focalisée sur la prévision de la ruine des assemblages dans les stratifiés, et en particulier la ruine par matage. Cette section s'appuie ainsi sur des travaux réalisés essentiellement en 2008 pendant ma thèse [Irisarri, 2009], et repris plus tard dans [Irisarri et al., 2011, 2012a,b].

### 2.5.1 Modélisation détaillée du matage

Les articles de synthèse [Camanho and Matthews, 1997; Thoppul et al., 2009] donnent une vision très complète du panorama scientifique sur le sujet au moment de la réalisation de mes travaux. Camanho et Matthews [Camanho and Matthews, 1997] focalisent leur synthèse sur l'analyse des contraintes et la prévision de la rupture dans les assemblages. Les auteurs concluent à l'époque à la nécessité de développer des modèles tri-dimensionnels pour l'analyse des contraintes et des méthodes d'endommagement progressif pour la prévision de la ruine du composite dans

l'assemblage. Ils remarquent de plus qu'il n'y a pas consensus sur la pertinence de différencier ou non les lois de dégradation des propriétés du matériau en fonction des types d'endommagements locaux. Douze ans plus tard, en 2008, dans un article de synthèse traitant de façon plus large des problématiques liées au dimensionnement des assemblages composites, Thoppul *et al.* [Thoppul *et al.*, 2009] répertorient plusieurs modèles tri-dimensionnels dédiés à la prévision de la tenue de l'assemblage élémentaire. De façon générale, ces modèles mettent en œuvre des approches progressives de l'endommagement dans lesquelles les endommagements et leurs effets sont différenciés. Cette fois le consensus est clair. Afin de distinguer les différents modes de rupture locale dans le pli, de nombreux modèles se basent sur des critères dérivés du critère de Hashin. La plupart des études se focalise sur l'endommagement dans les plis, citons parmi les études les plus représentatives les travaux suivants [Camanho and Matthews, 1999b; McCarthy *et al.*, 2005; Xiao and Ishikawa, 2005b]. Toutefois, alors que l'importance du délaminage dans le scénario de matage est clairement établie, très peu d'auteurs tentent de le capturer dans leurs modèles. Au début des années 2000, certains auteurs ont utilisé des critères de rupture pour capturer l'initiation des délaminages [Camanho and Matthews, 1999a; Park, 2001], mais il faut attendre la fin de la décennie pour voir apparaître les premiers travaux dans lesquels les délaminages et leurs effets sont modélisés par le biais d'éléments de zones cohésives introduits dans des modèles EF explicites [Camanho *et al.*, 2009; Elder *et al.*, 2008].

Le modèle présenté dans [Irisarri *et al.*, 2012b] a été développé avec le solveur implicite Zébulon de la suite Z-set. Dans nos travaux, le modèle employé pour décrire le comportement du pli est basé sur le modèle proposé par Laurin *et al.* [Laurin *et al.*, 2007]. Ce modèle combine les ingrédients suivants.

1. Le comportement thermo-viscoélastique du pli dans le régime quasi-statique.
2. Un critère de rupture plane basé sur le critère de Hashin qui permet de distinguer d'une part la rupture des fibres en traction ou en compression et d'autre part la rupture de la matrice en traction ou en compression.
3. Des lois de dégradation des propriétés du pli déclinées en fonction du type de rupture locale.

Par rapport au modèle décrit dans [Laurin *et al.*, 2007], le modèle utilisé diffère en deux points. Premièrement, afin de simplifier sa mise en œuvre numérique, le critère de rupture est formulé à partir des déformations totales plutôt que des contraintes. Deuxièmement, le modèle est adapté pour décrire la rupture de la structure en présence de gradients de contraintes. Dans ce cas, en effet, la rupture finale ne correspond pas à la première rupture de fibre comme dans le cas d'une éprouvette lisse. Pour capturer la rupture finale de l'éprouvette, il faut décrire la succession des endommagements locaux, et en particulier des ruptures de fibres dans la zone de gradient de contraintes, ainsi que les reports de charge locaux associés. Pour ce faire, une solution consiste à utiliser des lois adoucissantes décrivant la chute progressive de la contrainte une fois atteint le critère de rupture des fibres. Mes travaux de thèse montrent la nécessité de décrire la chute de contrainte locale au niveau de la loi matériau pour capturer le pic de matage. L'emploi de lois d'endommagement adoucissantes pose des problèmes numériques de dépendance au maillage. En particulier, l'endommagement a tendance à localiser de façon artificielle au niveau du premier point d'intégration à atteindre le critère de rupture. Dans ces travaux, par soucis de simplicité, nous avons utilisé un effet retard pour introduire une viscosité artificielle et ainsi régulariser nos calculs. L'effet retard introduit un paramètre numérique dont le réglage correspond à un compromis entre délocalisation suffisante de l'endommagement et minimisation de l'effet de la viscosité artificielle sur le comportement global de l'éprouvette. Des éléments cohésifs sont introduits au niveau des interfaces entre les plis pour décrire les délaminages. Le comportement de l'interface est supposé élastique, avec une grande rigidité initiale afin de ne pas assouplir trop sensiblement le modèle du stratifié, et une loi d'endommagement adoucissante susceptible de décrire la décohésion complète de l'interface. L'endommagement est décrit par le modèle de Tvergaard [Tvergaard, 1990]. Bien qu'adoucissant, l'endommagement de ce type d'élément surfacique, dont le comportement est directement décrit à partir de la relation entre les déplacements et les réactions aux nœuds, ne nécessite pas de régularisation spécifique, sous réserve d'apporter un soin

particulier à la discrétisation spatio-temporelle du calcul.

La mise en œuvre simultanée dans un code EF d'un modèle de rupture progressive des plis, d'un modèle cohésif aux interfaces entre les plis et d'un algorithme de contact constitue de façon générale un exercice très technique et potentiellement très laborieux, même si les outils numériques progressent rapidement. La stratégie de calcul utilisée pour la modélisation de l'assemblage élémentaire est présentée en détail dans [Irisarri et al., 2012b]. Celle-ci vise à réduire les coûts de calcul (temps et usage de la mémoire). La complexité du modèle de comportement, la finesse du maillage et la richesse des éléments employés sont progressivement réduites en s'éloignant de la zone d'intérêt de la simulation, centrée sur le pion. Le voisinage du bord de trou est très finement maillé, avec au moins une couche d'éléments volumiques par pli et des éléments cohésifs à chaque interface entre couches d'orientations différentes. Les éléments cohésifs sont introduits à proximité du trou uniquement. En s'éloignant du bord du trou, le maillage est progressivement déaffiné dans le plan de la plaque, puis le modèle exploite par ordre de complexité décroissante les différents types d'éléments finis utilisables pour la modélisation du comportement de membrane du stratifié disponibles dans la version 2008 de Zébulon. L'exemple publié relève de l'exercice de style. Toutefois, dans l'esprit, ce type de stratégie reste tout à fait pertinent. On peut, par exemple, capturer le comportement global d'une structure de grandes dimensions au moyen d'un modèle de coque avec des matériaux linéaires et raffiner localement l'analyse d'une zone critique au moyen d'un modèle volumique et de comportements matériaux non-linéaires.

Cette stratégie a été mise en œuvre avec un certain succès pour reproduire le scénario de matage observé sur les stratifiés d'unidirectionnels. La rupture progressive dans la direction des fibres a été identifiée à partir d'une configuration d'essai de traction trouée et d'une configuration de matage sur demi-trou. Les simulations ont par la suite été confrontées aux essais dans des configurations de matage sur demi-trou, d'interaction entre matage et effort passant de traction, de traction trouée et enfin de traction trouée habitée. Deux matériaux ont été utilisés, le T300/914 et le T700GC/M21, ainsi que différents empilements et différents diamètres de pions. Le modèle capture de façon relativement satisfaisante, pour différentes configurations, l'effort au pic de matage, ce qu'illustre la figure 2.14.a dans le cas d'un essai de matage sur demi-trou pour une éprouvette  $[(90_2/0_2)_2]_s$  en T300/914. Il est intéressant de constater sur la figure que la viscosité influe sur la raideur globale de l'assemblage alors qu'elle ne s'exprime pas dans le cas des éprouvettes quasi-isotropes utilisées pour étudier l'effet de vitesse en section 2.4.4. Ceci s'explique par le mode de sollicitation de l'éprouvette composite. L'effort est transféré par la fixation ce qui engendre d'importants lobes de cisaillement de part et d'autre du trou dans la direction de l'effort. Ce cisaillement est ici essentiellement repris par la matrice, en l'absence de fibres à 45°.

Le modèle a aussi été employé avec succès pour étudier numériquement l'influence sur la raideur de l'assemblage et sur l'effort au pic du jeu entre le trou et la fixation (voir figure 2.14.b), du coefficient de frottement et, dans une moindre mesure, de la stratification. Néanmoins l'effet du serrage sur la résistance en matage échappe à ce modèle. En effet, les effets tridimensionnels sont négligés, à la fois dans le critère de rupture du pli et dans la description des effets de la rupture. L'effet du ratio  $D/t$  est, quant à lui, largement sous-estimé, possiblement en raison de cinétiques d'endommagement complexes et des limites de l'effet retard en quasi-statique.

## 2.5.2 *Virtual Testing* pour la modélisation de jonctions complexes

De façon générale, les structures aéronautiques sont composées de panneaux de grandes dimensions liés entre eux par des jonctions rivetées ou boulonnées impliquant de très nombreuses fixations dans des configurations géométriques parfois très complexes. La stratégie de raffinement local du modèle employée dans la section précédente pour la simulation détaillée de la défaillance de l'assemblage élémentaire serait inefficace voire inapplicable sur de grandes structures. Il serait nécessaire de raffiner localement le modèle autour de chaque fixation au prix de grandes difficultés de maillage. Une stratégie classique adaptée aux calculs de jonctions complexes dans un environnement industriel consiste en une démarche globale / locale. Le modèle global de la jonction est utilisé pour estimer le comportement d'ensemble et les flux d'efforts dans les panneaux.

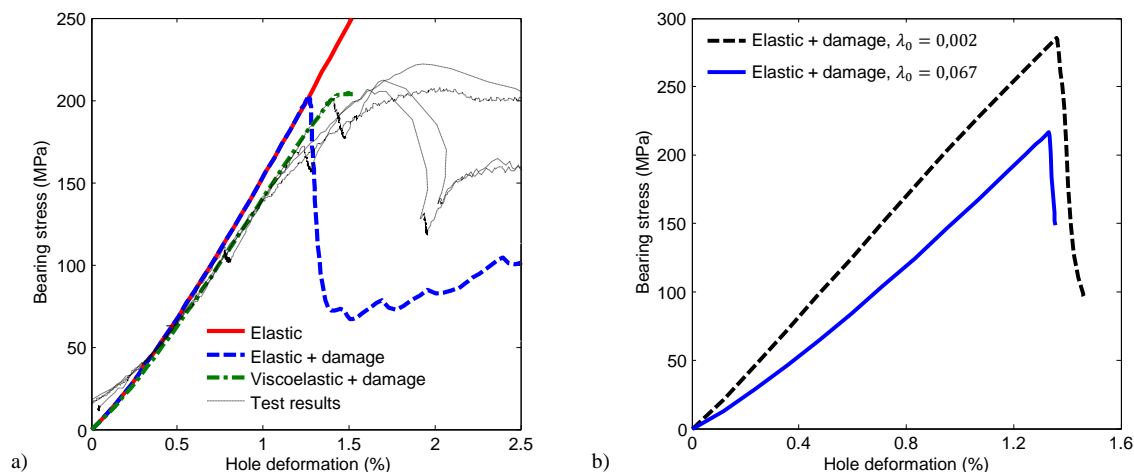


FIGURE 2.14 – Matage sur demi-trou. Éprouvette  $[(90_2/0_2)_2]_s$  en T300/914. a) Comparaison entre résultats expérimentaux et simulations. b) Étude numérique de l’influence sur le comportement global du jeu initial entre la fixation et le trou (ici, le jeu  $\lambda_0$  est défini comme la différence entre les rayons de l’alésage et de la fixation).

Les efforts transférés et les efforts passants sont extraits au niveau des fixations. Ces efforts sont exploités pour l’analyse de la tenue de chaque assemblage élémentaire, considéré indépendamment, au moyen d’un modèle local semi-empirique. La résistance de la jonction dans sa globalité est déduite de l’analyse locale de la rupture des assemblages élémentaires les plus sollicités. Dans le cadre du projet PEA AMERICO [Irisarri et al., 2012a], j’ai mis en œuvre une stratégie globale / locale pour l’analyse d’une jonction industrielle, comportant plus de 200 fixations, illustrée en figure 2.15, dont le modèle EF a été fourni par EADS-IW.

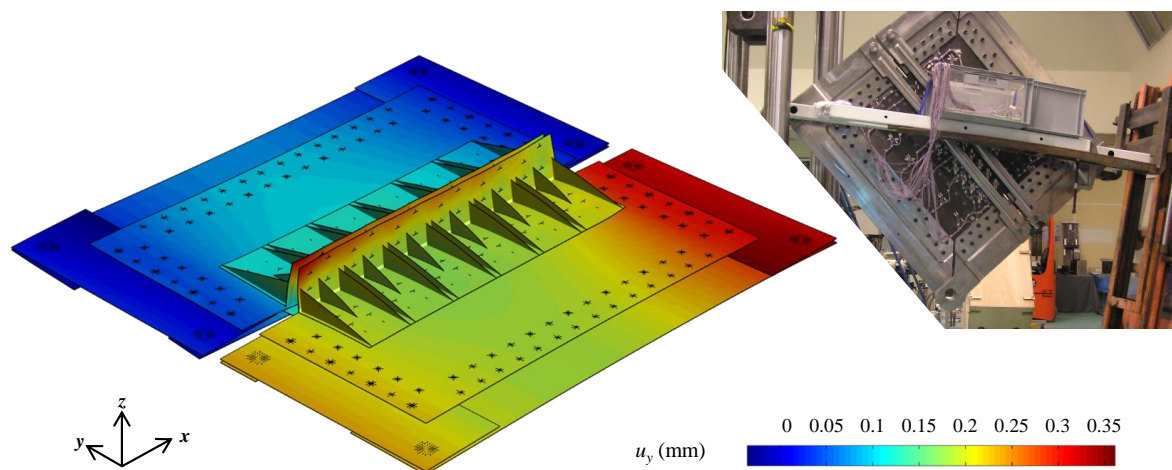


FIGURE 2.15 – Modèle de la jonction EADS-IW et photographie de la structure dans son cadre de cisaillement.

Ce type de démarches de calcul fait coexister deux niveaux de représentation de l’assemblage élémentaire. Au niveau global, les assemblages élémentaires sont généralement représentés par des connecteurs spécifiques liés aux nœuds des éléments coques associés aux panneaux. Dans leur forme la plus simple, ces connecteurs sont des ressort anisotropes. En effet, la raideur de l’assemblage dépend de la direction de sollicitation dans le plan de l’assemblage en raison de l’anisotropie du comportement des stratifiés impliqués. Plusieurs formulations analytiques ou semi-analytiques peuvent être utilisées pour estimer cette raideur, parmi lesquelles les méthodes récentes retranscrivent de multiples effets tels que les jeux, le serrage des fixations, les frottements,



voire le comportement non-linéaire de l'assemblage [Lecomte et al., 2014; McCarthy and Gray, 2011]. Ces travaux aboutissent au développement d'éléments finis spécifiques [Gray and McCarthy, 2011] pour un usage industriel. S'ils permettent de décrire très efficacement la réponse globale de la jonction, les modèles basés sur l'usage de connecteurs pour la modélisation des fixations restent limités quant à la description du champ de contraintes à proximité de l'alésage. En particulier, dans ce type de modèles, les trous des fixations ne sont pas représentés. La plaque est donc localement sollicitée en traction derrière la fixation, alors que le transfert d'effort s'effectue essentiellement par contact sur la demi-circonférence opposée de l'alésage. Pour remédier à ce défaut, des travaux récents s'orientent vers le couplage d'éléments perforés et d'un connecteur pour capturer à la fois le comportement global de l'assemblage et mieux décrire les champs de contraintes [Hennuyer et al., 2014]. Le modèle EF de la jonction présentée en figure 2.15 est un modèle SAM-CEF élastique linéaire dans lequel les fixations sont représentées par des ressorts anisotropes de type BUSH.

Au niveau local, l'analyse de la tenue de l'assemblage élémentaire est généralement réalisée au moyen d'approches semi-empiriques rapides. Ces approches linéaires reposent sur le cumul des états de contraintes engendrés par le chargement passant et l'effort de matage. L'analyse de la rupture du stratifié est estimée par un critère de rupture appliqué au champ de contraintes élastiques résultant. Cette analyse fait intervenir des paramètres empiriques pour retranscrire l'effet sur la rupture des gradients de contraintes engendrés par le trou et le transfert d'effort par la fixation. Une classe de méthodes fréquemment employée fait intervenir une notion de distance caractéristique de rupture. Camanho et Lambert [Camanho and Lambert, 2006] utilisent par exemple la méthode de la courbe caractéristique [Chang et al., 1982], extension au cas des assemblages de la logique du Point-Stress.

Pour l'étude de la jonction EADS-IW, j'ai employé une autre démarche, basée sur l'usage de coefficients de surcontrainte. Le mode de ruine considéré correspond à une combinaison des modes de traction nette et de matage. Distances caractéristiques de rupture ou coefficients de surcontraintes sont identifiés par rapport à de coûteuses bases de données expérimentales. En effet ces paramètres s'avèrent fortement dépendants des matériaux considérés, des empilements composites, du diamètre d'alésage et des paramètres technologiques de la liaison. De surcroît, ils dépendent aussi de l'espacement entre les fixations et des interactions de gradients de contraintes entre fixations trop proches. Les possibilités d'extrapolation à partir des bases de données expérimentales sont donc très limitées, ce qui limite le champ d'application pour l'ensemble de la stratégie de calcul.

C'est dans ce contexte que j'ai mis en œuvre une démarche de *virtual testing* pour prévoir par une approche globale / locale la rupture de la jonction EADS-IW. Le modèle détaillé, présenté et identifié en section 2.5.1, a été utilisé pour simuler des essais de matage sur demi-trou, de traction trouée et de traction lisse pour différentes orientations par rapport à la direction de sollicitation des stratifiés constitutifs des panneaux de la jonction. Des abaques du coefficient de trou et du coefficient de matage ont ainsi été constitués pour l'analyse locale de la tenue des stratifiés au niveau de chaque fixation. La précision obtenue sur la prévision de la rupture de la jonction complète sollicitée en cisaillement est de l'ordre de 10 %, ce qui semble relativement satisfaisant, même si, compte tenu du peu d'informations communiquées par l'industriel au sujet de l'essai sur structure, il est difficile d'analyser davantage la pertinence de ce résultat. Néanmoins, la pertinence de la démarche de *virtual testing* et sa faisabilité sont, elles, clairement établies.

## 2.6 Bilan

Ce chapitre présente un résumé de mes travaux sur les assemblages mécaniques dans les structures composites et le positionnement de ces travaux par rapport à la littérature. Je me suis focalisé sur l'étude de la tenue de la pièce composite dans l'assemblage, ce qui constitue un aspect spécifique de la problématique générale de l'analyse et du dimensionnement des assemblages composites. Ma contribution scientifique sur le sujet est triple.

J'ai développé et amélioré de façon incrémentale plusieurs dispositifs expérimentaux pour la caractérisation de la ruine de la plaque composite dans l'assemblage. Parmi ces dispositifs j'en retiens particulièrement deux : le dispositif de compression sur demi-trou pour sa simplicité et le dispositif de traction en double recouvrement avec fenêtres d'observation, davantage représentatif de l'assemblage réel. Le dispositif de matage sur demi-trou présente l'avantage de permettre l'observation des surfaces de l'éprouvette en cours d'essai, au plus près du bord du trou chargé par le pion. Corrélation d'images numériques et thermographie infrarouge passive ont ainsi pu être employées pour le suivi de l'endommagement par matage, et les informations obtenues corrélées avec le suivi des événements acoustiques. Les scénarios de matage ainsi établis pour les stratifiés et les composites tissés 3D ont été consolidés par l'analyse micrographique de coupes réalisées dans des éprouvettes ayant subies des essais interrompus à divers niveaux de chargement. La simplicité du dispositif conjuguée à la possibilité de mesurer les déplacements sur toute la surface utile de l'éprouvette permettent des corrélations essais / calculs aisées et précises pour la validation des modèles. Le dispositif de matage sur demi-trou a été exclusivement employé avec des pions. On pourrait toutefois envisager de l'adapter à l'étude de l'influence du serrage du composite dans la direction hors-plan. La principale limitation du dispositif réside dans l'usage de demi-éprouvettes qui conduit à sous-estimer l'influence des renforts hors-axes sur la tenue au matage. Le dispositif de traction en double recouvrement avec fenêtres d'observation permet ainsi davantage de représentativité, que ce soit au niveau des effets d'empilements ou des technologies de fixations. Ce dispositif a été transposé dans l'équipe CRD du centre ONERA de Lille pour l'étude des assemblages en dynamique. Il est aujourd'hui également utilisé dans le groupe Safran.

En matière de modélisation, j'ai mis en œuvre des modèles de comportement avancés pour prévoir la tenue de l'assemblage dans les composites stratifiés, avec des résultats relativement prometteurs. En particulier, les résultats obtenus montrent la nécessité, pour prévoir la résistance en matage, de prendre en compte simultanément l'endommagement des interfaces et la rupture adoucissante en compression sens fibre. Ces travaux, réalisés en 2008, souffrent toutefois de certaines limites. D'une part, les critères de rupture locale et les effets des dommages dans les plis sont plans et ne permettent pas de retranscrire correctement les effets hors-plan observés à proximité de la fixation. Par conséquent, l'effet du serrage de la fixation sur la tenue au matage ne peut être capturé par ce modèle. D'autre part, les dommages dans les plis et aux interfaces restent indépendants alors que la fissuration matricielle dans le pli contribue à affaiblir les interfaces. Les avancées réalisées depuis lors à l'ONERA et dans la communauté en matière de modèles de comportement pourraient remédier au moins partiellement à ces limites et il serait intéressant de les intégrer à nos simulations. Deux points durs subsistent pourtant. La régularisation de la rupture progressive des fibres en quasi-statique reste un sujet ouvert dans la communauté composite. La description de la rupture des fibres en compression dans les modèles développés dans l'équipe reste très phénoménologique. En effet, le couplage entre endommagement matriciel et amorçage du *kinking* des fibres ainsi que les effets du *kinking* sont délicats à caractériser et décrire. Une contribution sur la caractérisation de la résistance en compression sens fibre est présentée en section 4.3.2.

Enfin, j'ai montré la faisabilité d'une approche de *virtual testing* pour le dimensionnement d'une jonction industrielle. Aux niveaux inférieurs de la pyramide des essais de conception et de certification, le *virtual testing* ne vise pas tant à remplacer les essais par des simulations qu'à compléter les bases de données pour alimenter les méthodes de dimensionnement rapides utilisées en bureaux d'études. En particulier, les bases de données expérimentales ne comportent généralement que quelques empilements. Identifier et valider les modèles détaillés à partir des données expérimentales puis réaliser des plans d'expériences numériques pour identifier des métamodèles valables pour de larges gammes de configurations géométriques et d'empilements ouvre des perspectives pour l'optimisation des structures. Dans ce contexte, le choix des essais élémentaires de la pyramide pourrait être remis en question pour mieux correspondre aux besoins en matière d'identification des modèles.

## 2.7 Bibliographie du chapitre

- Aldebert, G., Lachaud, F., Huet, J., and Piquet, R. (2011). Etude de la cinétique d'endommagement en matage des composites à renforts tissés. In AMAC, editor, *17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17)*, page 58, Poitiers-Futuroscope, France. [13](#), [19](#)
- Bois, C. (2017). *Conception et dimensionnement des assemblages mécaniques de structures composites*. Habilitation à diriger des recherches, Université de Bordeaux. [9](#)
- Camanho, P., Fink, A., Obst, A., and Pimenta, S. (2009). Hybrid titanium–CFRP laminates for high-performance bolted joints. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 40(12) :1826–1837. [23](#)
- Camanho, P. and Lambert, M. (2006). A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials. *Composites Science and Technology*, 66(15) :3004–3020. [26](#)
- Camanho, P. and Matthews, F. (1997). Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP : a review. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 28(6) :529–547. [22](#)
- Camanho, P. P. and Matthews, F. L. (1999a). Delamination Onset Prediction in Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates. *Journal of Composite Materials*, 33(10) :906–927. [23](#)
- Camanho, P. P. and Matthews, F. L. (1999b). A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates. *Journal of Composite Materials*, 33(24) :2248–2280. [23](#)
- Chang, F.-K., Scott, R. A., and Springer, G. S. (1982). Strength of Mechanically Fastened Composite Joints. *Journal of Composite Materials*, 16(6) :470–494. [26](#)
- Collings, T. (1977). The strength of bolted joints in multi-directional cfrp laminates. *Composites*, 8(1) :43–55. [10](#), [19](#)
- Collings, T. A. (1982). On the bearing strengths of CFRP laminates. *Composites*, 13(3) :241–252. [10](#)
- Crews Jr, J. H. and Naik, R. A. (1987). Bearing-bypass loading on bolted composite joints. Technical Report NASA-TM-89153. [12](#)
- Elder, D., Verdaasdonk, A., and Thomson, R. (2008). Fastener pull-through in a carbon fibre epoxy composite joint. *Composite Structures*, 86(1-3) :291–298. [23](#)
- Garcia, C., Hurmane, A., Irisarri, F.-X., Laurin, F., Leclercq, S., and Desmorat, R. (2021). Experimental analysis and damage modeling of the shear-out failure mode of a 3D woven composite lug. *Composite Structures*, 261 :113522. [13](#)
- Gohorianu, G. (2008). *Interactions entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/epoxy*. PhD Thesis, Université de Toulouse. [13](#), [18](#)
- Gray, P. and McCarthy, C. (2011). A highly efficient user-defined finite element for load distribution analysis of large-scale bolted composite structures. *Composites Science and Technology*. [26](#)
- Hart-Smith, L. J. (1976). Bolted Joints In Graphite-Epoxy Composites. Technical report, McDonnell Douglas Corp., Long Beach, CA, Douglas Aircraft Div. [10](#)
- Hart-Smith, L. J. (1980). Mechanically-fastened joints for advanced composites — phenomenological considerations and simple analyses. In *Fibrous composites in structural design*, pages 543–574. Springer. [11](#)
- Hennuyer, C., Leconte, N., Langrand, B., and Markiewicz, r. (2014). Toward the modelling of riveted assemblies by super-elements in fast dynamics. *Mechanics & Industry*, 15(2) :133–137. [26](#)

- Irisarri, F.-X. (2009). *Stratégie de calcul pour l'optimisation multiobjectif des structures composites*. PhD Thesis, Université de Toulouse. [7](#), [22](#)
- Irisarri, F.-X., Laurin, F., and Carrere, N. (2011). 6 - Strength prediction of bolted joints in carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composites. In Camanho, P. and Tong, L., editors, *Composite Joints and Connections*, Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering, pages 208 – 244. Woodhead Publishing. [11](#), [22](#)
- Irisarri, F.-X., Laurin, F., Carrere, N., and Maire, J.-F. (2012a). Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates – Part I : Refined Finite Element modelling of single-fastener joints. *Composite Structures*, 94(8) :2269–2277. [8](#), [22](#), [25](#)
- Irisarri, F.-X., Laurin, F., Carrere, N., and Maire, J.-F. (2012b). Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates – Part II : Failure prediction of an industrial junction. *Composite Structures*, 94(8) :2278–2284. [7](#), [13](#), [22](#), [23](#), [24](#)
- Irisarri, F.-X., Vandellos, T., Paulmier, P., and Laurin, F. (2014). Experiments and modeling of clamping effects on the bearing strength of mechanically fastened joint in CFRP laminates. In *16th European Conference on Composite Materials (ECCM16)*, Seville, Spain. [8](#), [20](#)
- Kelly, G. and Hallström, S. (2004). Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates : effects of bolt-hole clearance. *Composites Part B : Engineering*, 35(4) :331–343. [13](#), [18](#)
- Lachaud, F. (2011). *Contribution à l'analyse multi échelle du comportement mécanique non linéaire matériau des structures composites*. Habilitation à diriger des recherches, Université de Toulouse. [9](#)
- Laurin, F., Carrère, N., and Maire, J.-F. (2007). A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 38(1) :198–209. [23](#)
- Lecomte, J., Bois, C., Wagnier, H., and Wahl, J.-C. (2014). An analytical model for the prediction of load distribution in multi-bolt composite joints including hole-location errors. *Composite Structures*, 117 :354–361. [26](#)
- McCarthy, C. and Gray, P. (2011). An analytical model for the prediction of load distribution in highly torqued multi-bolt composite joints. *Composite Structures*, 93(2) :287–298. [26](#)
- McCarthy, C., McCarthy, M., and Lawlor, V. (2005). Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances. *Composites Part B : Engineering*, 36(4) :290–305. [23](#)
- Mounien, R., Fagiano, C., Paulmier, P., Tranquart, B., and Irisarri, F.-X. (2017). Experimental characterization of the bearing behavior of 3d woven composites. *Composites Part B : Engineering*, 116 :369–376. [15](#)
- Park, H.-J. (2001). Bearing failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates. *Composite Structures*, 53(2) :199–211. [23](#)
- Portemont, G., Berthe, J., Deudon, A., and Irisarri, F.-X. (2018). Static and dynamic bearing failure of carbon/epoxy composite joints. *Composite Structures*, 204 :131–141. [8](#), [15](#), [20](#)
- Ross, R. D. (1947). An Electrical Computer for the Solution of Shear-Lag and Bolted-Joint Problems. Technical Report NACA-TN-1281, National Advisory Committee For Aeronautics, Langley Field, VA, Langley Aeronautical Laboratory. [12](#)
- Sola, C., Castanié, B., Michel, L., Lachaud, F., Delabie, A., and Mermoz, E. (2016). On the role of kinking in the bearing failure of composite laminates. *Composite Structures*, 141 :184–193. [19](#)

- Tate, M. B. (1946). Preliminary investigation of the loads carried by individual bolts in bolted joints. Technical Report NACA-TN-1051. [12](#)
- Thoppul, S. D., Finegan, J., and Gibson, R. F. (2009). Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures – A review. *Composites Science and Technology*, 69(3-4) :301–329. [22](#), [23](#)
- Tvergaard, V. (1990). Effect of fibre debonding in a whisker-reinforced metal. *Materials Science and Engineering : A*, 125(2) :203–213. [23](#)
- Wang, H.-S., Hung, C.-L., and Chang, F.-K. (1996). Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part I : Experimental Characterization. *Journal of Composite Materials*, 30(12) :1284–1313. [13](#)
- Wu, P. and Sun, C. (1998). Modeling bearing failure initiation in pin-contact of composite laminates. *Mechanics of Materials*, 29(3-4) :325–335. [13](#), [18](#)
- Xiao, Y. and Ishikawa, T. (2005a). Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I : Experimental investigation). *Composites Science and Technology*, 65(7-8) :1022–1031. [13](#), [18](#)
- Xiao, Y. and Ishikawa, T. (2005b). Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II : modeling and simulation). *Composites Science and Technology*, 65(7-8) :1032–1043. [23](#)
- Yan, Y., Wen, W.-D., Chang, F.-K., and Shyprykevich, P. (1999). Experimental study on clamping effects on the tensile strength of composite plates with a bolt-filled hole. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 30(10) :1215–1229. [13](#)

## Chapitre 3

# Développements méthodologiques pour l'optimisation de structures composites

### Sommaire

---

<b>2.1</b>	<b>Préambule</b>	<b>7</b>
<b>2.2</b>	<b>Spécificités des assemblages mécaniques dans les structures composites</b>	<b>8</b>
<b>2.3</b>	<b>Tenue des assemblages mécaniques dans les structures composites</b>	<b>10</b>
<b>2.4</b>	<b>Contributions à l'analyse expérimentale de la défaillance par matage</b>	<b>13</b>
2.4.1	Développement de dispositifs expérimentaux	13
2.4.2	Scénario de matage : stratifiés d'unidirectionnels <i>vs</i> composites tissés 3D	16
2.4.3	Effet du ratio D/t sur le matage de composites tissés 3D	19
2.4.4	Effet de vitesse sur le matage des stratifiés	20
2.4.5	Effet de serrage	20
<b>2.5</b>	<b>Contributions à la prévision de la tenue des assemblages</b>	<b>22</b>
2.5.1	Modélisation détaillée du matage	22
2.5.2	<i>Virtual Testing</i> pour la modélisation de jonctions complexes	24
<b>2.6</b>	<b>Bilan</b>	<b>26</b>
<b>2.7</b>	<b>Bibliographie du chapitre</b>	<b>28</b>

---

### 3.1 Préambule

Les matériaux composites, en particulier les composites stratifiés carbone / époxy, ont connu un essor considérable depuis les années 70 dans le secteur aéronautique et spatial. Toutefois, les performances spécifiques supérieures des composites par rapport aux matériaux métalliques sont contrebalancées par un certain manque de recul quant à leur usage et une plus grande complexité due à l'anisotropie marquée de leur comportement. L'émergence de solutions composites à la fois innovantes et concurrentielles face à des solutions métalliques bien maîtrisées et déjà largement optimisées passe nécessairement par le développement de méthodes d'optimisation adaptées aux spécificités des composites.

Mes premiers travaux sur le sujet datent de ma thèse [Irisarri, 2009], durant laquelle j'ai développé un algorithme évolutionnaire multiobjectif spécialisé pour l'optimisation des empilements composites et la prise en compte de règles industrielles de conception [Bassir et al., 2008; Irisarri et al., 2009]. Cet algorithme a été appliqué à l'optimisation en flambement et en post-flambement

d'un panneau raidi composite en utilisant des métamodèles pour approcher les réponses mécaniques [Irisarri et al., 2011b]. En 2010, j'ai eu l'opportunité de travailler 6 mois à l'Université Technologique de Delft, aux Pays-Bas, dans l'équipe du professeur Zafer Gürdal. C'est dans ce contexte que j'ai pu démarrer une collaboration fructueuse avec le professeur Mostafa Abdalla pour combiner dans une démarche complète et cohérente une première étape d'optimisation continue des propriétés macroscopiques du stratifié, développée à Delft [Ijsselmuiden, 2011], et une seconde étape d'optimisation discrète pour la restitution des empilements, développée par mes soins [Irisarri et al., 2011a; Meddaikar et al., 2017]. Parallèlement, j'ai poursuivi à l'ONERA le développement de méthodes pour l'optimisation composite qui ont alimenté cette collaboration. En particulier, dans le cadre de la thèse d'Alexis Lasseigne [Lasseigne, 2016], sous la direction de Rodolphe Le Riche, nous avons proposé un algorithme évolutionnaire pour les structures stratifiées d'épaisseur variable [Irisarri et al., 2014] que nous avons appliqué pour la conception aéro-structure d'une pale de CROR (Contra-Rotative Open Rotor).

J'ai par la suite contribué à plusieurs projets dans l'objectif de proposer des méthodes d'optimisation spécialisées pour divers procédés composites. Le projet FP7 CANAL (CreAtIng Non-conventionAl Laminates) m'a offert un cadre pour poursuivre la collaboration avec TU-Delft pour le développement d'une stratégie d'optimisation des stratifiés à épaisseur et rigidité variables réalisés par placement de fibres sèches [Irisarri et al., 2016]. Dans le cadre du projet FUI 12 COMPANIS-3D (Composites Anisotropes 3D), j'ai contribué au développement d'une méthode d'optimisation de structures composites tissées et à sa mise en œuvre pour la réalisation d'un démonstrateur, un triangle de suspension automobile [Berro Ramirez et al., 2017]. Parallèlement, j'entretiens depuis 2012 une collaboration étroite avec l'équipe du Cetim au Technocampus Composites de Nantes pour le développement d'une méthode de conception adaptée au procédé QSP (Quilted Stratum Process) [Irisarri et al., 2019]. Enfin, dans le cadre du PIC XComp (Programme d'Intérêt Commun ONERA / CNES), j'ai participé au développement d'un outil de pré-dimensionnement optimisé pour des structures composites sandwichs de lanceurs spatiaux [Julien et al., 2017].

Mes travaux les plus récents traitent de la recherche de la forme optimale pour une structure composite et ont été réalisés dans le cadre de la thèse de Narindra Ranaivomiarana, sous la direction de Boris Desmorat et financés par Stelia Aerospace [Ranaivomiarana et al., 2018, 2019]. Dans ces travaux, nous avons pris du recul par rapport aux contraintes liées à la fabrication de la structure, et travaillé à un niveau plus conceptuel. Nous avons ainsi abouti à une méthode d'optimisation topologique des distributions tridimensionnelles de matière et d'anisotropie pour des matériaux isotropes transverses.

Dans ce chapitre, j'ai choisi de synthétiser mes travaux selon trois questionnements principaux. Comment proposer des méthodes d'optimisation adaptées aux problèmes de conception composite tels qu'ils se présentent à l'ingénieur? Quelle stratégie adopter pour maîtriser les coûts de calcul pour l'optimisation de pièces industrielles, voire de structures complètes? Comment repenser la forme des structures composites?

## 3.2 Spécificités de l'optimisation des structures composites

L'optimisation composite vise principalement à tirer partie de l'anisotropie du matériau pour minimiser la masse ou maximiser la performance de la structure. Les critères de performances usuels sont liés à la raideur de la structure, son flambement, ses fréquences propres ou sa résistance. Qu'ils soient utilisés en tant que contraintes ou objectifs du problème d'optimisation, l'évaluation de ces critères fait appel à des analyses qui, répétées, induisent des temps de calculs importants. L'évaluation des critères d'optimisation au moyen d'analyses linéaires est ainsi privilégiée dans une large majorité des cas. Les critères non-linéaires sont plus rarement employés, qu'ils soient liés à des réponses structurales en grands déplacements, comme le post-flambement, ou à des comportements matériaux non-linéaires. Outre les problématiques usuelles liées au remplacement de pièces ou de structures métalliques par des solutions composites, l'optimisation composites offre quelques champs d'applications spécifiques comme l'*aeroelastic tailoring*, qui

exploite les comportements couplés spécifiques aux stratifiés [Dillinger et al., 2020], ou la minimisation des dilatations thermiques [Rangarajan et al., 2011] qui exploite les comportements différentiels entre couches pour assurer la stabilité thermique globale d'une structure. La littérature traitant d'optimisation composite est très abondante. On renvoie le lecteur intéressé aux articles de synthèse [Ghiasi et al., 2010, 2009] et plus récemment [Xu et al., 2018] et [Albazzan et al., 2019].

En plus des variables usuelles de l'optimisation structurale, liées à la forme et aux dimensions de la structure, l'optimisation composite met en jeu des variables qui pilotent l'anisotropie du comportement du matériau. Pour les composites à fibres continues de l'aéronautique, ces variables décrivent l'agencement des fibres dans le matériau. La plupart des travaux publiés traite de l'optimisation des empilements dans les structures composites stratifiées. Un empilement est décrit par son nombre de plis, l'orientation et l'ordre des plis dans l'épaisseur du stratifié et enfin la nature des plis, parfois considérée comme une variable de l'optimisation. Le problème d'optimisation est donc intrinsèquement un problème à variables mixtes (discrètes, continues, voire catégorielles) de nature combinatoire. En outre, ces variables peuvent potentiellement être très nombreuses. En effet, si les pièces composites les plus simples présentent un unique empilement sur toute leur surface, les structures aéronautiques sont généralement composées d'un assemblage de plusieurs pièces présentant chacune un empilement spécifique et potentiellement des variations d'épaisseurs obtenues par arrêts ou reprises de plis, comme c'est par exemple le cas pour de grands panneaux raidis de voilure ou d'empennage. D'autres procédés consistent à fabriquer la structure à partir d'un assemblage de patchs de nature, de forme et de dimensions variables. Les procédés robotisés de placement de fibres permettent même de faire varier continûment les empilements sur la structure en déposant des mèches selon des trajectoires curvilignes. Pour l'ingénieur, l'optimisation constitue un outil nécessaire pour échantillonner efficacement ces espaces de conception, potentiellement gigantesques, et faire émerger des solutions innovantes exploitant pleinement le potentiel du procédé choisi.

Dans cette optique, le choix de la paramétrisation du problème d'optimisation est primordial et conditionne le choix des algorithmes et stratégies de résolution. Utiliser directement des variables descriptives de l'empilement permet à la fois de proposer des solutions fabricables et de tenir compte des contraintes d'élaborations telles qu'elles se posent au concepteur. Les variables d'empilements peuvent directement correspondre aux orientations locales des plis. Ce type de paramétrage est fréquemment utilisé pour les problèmes de *constant-stiffness design*, dans le cas des structures les plus simples, composées d'un ou plusieurs empilements indépendants. Dans les cas de *variable-stiffness design*, pour les structures plus complexes incluant des variations d'épaisseurs et / ou des trajectoires curvilignes de fibres, pour lesquelles les empilements varient spatialement dans la structure, d'autres paramétrisations s'avèrent souvent préférables afin de réduire le nombre de variables. En effet, les empilements ne sont pas indépendants et leur variation spatiale sur la structure est contrainte par les procédés d'élaboration employés. Ainsi, les variations d'épaisseur dans un stratifié peuvent être efficacement décrites par des tables de drapage. Dans le cas des structures réalisées par placement de fibre, paramétrer directement les trajectoires des fibres permet de réduire considérablement le nombre de variables par rapport à un paramétrage sous forme de distributions d'orientations de fibres. On trouve pour ce faire de nombreux exemples d'emploi de polynômes, de splines ou de courbes de Bézier.

Bien que de très nombreuses méthodes aient été employées pour l'optimisation composite, les plus utilisées appartiennent à la famille des métaheuristiques (algorithmes évolutionnaires, colonies de fourmis, recuit simulé, etc.). Les métaheuristiques sont des méthodes d'optimisation globale qui permettent d'explorer largement l'espace de conception. Elles sont stochastiques pour faire face à l'explosion combinatoire des possibilités, et bien adaptées aux problèmes à variables discrètes. Elles sont en outre directes, dans le sens où elles ne font pas usage des gradients des critères de l'optimisation. Ces caractéristiques en font des méthodes particulièrement adaptées à l'optimisation des empilements qui est un problème très multimodal pour lequel les gradients des réponses par rapport aux orientations de plis, lorsqu'ils sont accessibles, sont de peu d'utilité pour rechercher l'optimum global. Cependant ces méthodes partagent toutes les mêmes incon-



venients, liés d'une part au grand nombre d'évaluations requises, et d'autre part aux difficultés de réglage de leurs paramètres. Ayant fait le choix de développer mes propres algorithmes évolutionnaires, j'ai abordé cette seconde difficulté de façon empirique. La question du nombre d'évaluations requises et donc du coût et du temps de calcul, elle, justifie des choix stratégiques fondamentaux.

Afin de réduire la durée de l'optimisation, différentes approches sont envisageables. Énumérons ici trois approches mises en œuvre dans mes travaux. Une première approche consiste à améliorer l'efficacité et la parcimonie de l'algorithme d'optimisation. En la matière, les métaheuristiques, et tout particulièrement les algorithmes évolutionnaires, s'avèrent extrêmement adaptables. Il est ainsi possible de spécialiser l'algorithme pour le problème considéré. En outre, comme tout algorithme à population, les algorithmes évolutionnaires sont intrinsèquement parallèles. Sous réserve que les ressources informatiques et logicielles soient disponibles, le temps nécessaire à l'évaluation d'une génération peut se ramener à celui d'une évaluation unitaire<sup>1</sup>. La durée totale de l'optimisation est directement proportionnelle au nombre de générations nécessaires pour atteindre la convergence, typiquement de l'ordre de quelques centaines à quelques milliers. Une seconde approche, qui n'exclue pas la première, consiste à réduire le temps d'évaluation unitaire. Pour ce faire, de très nombreuses techniques sont envisageables, intrusives ou non. Citons par exemple les techniques de réduction de modèle (synthèse modale, POD, PGD, etc.) et la métamodélisation (approximation polynomiales, méthodes à noyaux ou réseaux de neurones, par exemple). Une troisième approche, enfin, consiste à repenser globalement la stratégie d'optimisation pour traiter une version relaxée continue du problème d'optimisation. Ce type de méthodes permet d'exploiter des algorithmes à gradients, soit génériques (SQP, MMFD, IPOPT, etc.), soit dédiés à l'optimisation structurale (CONLIN ou MMA par exemple) qui visent un optimum local en un nombre réduit d'évaluations (typiquement de l'ordre de quelques dizaines ou centaines) et qui supportent mieux les grands nombres de variables que les algorithmes évolutionnaires et les métamodèles.

De par leur nature multiéchelle, les composites offrent diverses possibilités de paramétrisation continue, liées non plus à la description des empilements, mais à celle de leur comportement macroscopique. Il est ainsi possible de paramétrer directement les matrices des relations constitutives de la Théorie Classique des Stratifiés (CLT). Ces matrices, notées  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{D}$  et  $\mathbf{B}$  décrivent respectivement dans le cas des plaques fines les comportements de membrane, de flexion et leurs couplages. Les termes des matrices ne sont généralement pas employés directement comme variables de l'optimisation car ils ne sont pas indépendants, leurs ordre de grandeurs peuvent être très différents et parce qu'il est difficile de décrire les frontières du domaine des valeurs réalisables par des stratifiés. Il est aisé d'isoler dans ces matrices la contribution de l'épaisseur totale du stratifié. La difficulté consiste à paramétrer l'anisotropie des comportements de membrane, de flexion et de leur couplage. Pour ce faire, la paramétrisation la plus employée repose sur l'usage des *lamination parameters* [Tsai and Hahn, 1980] qui représentent des quantités intermédiaires entre les empilements et les matrices de rigidité de la CLT. Chaque matrice de rigidité est exprimée comme une fonction linéaire de 4 paramètres variant continûment dans l'intervalle  $[-1, 1]$ . Remarquons que ces paramètres dépendent du repère considéré. Une autre paramétrisation, plus rarement employée mais beaucoup plus générale dans la mesure où il s'agit d'une méthode de décomposition tensorielle, repose sur la méthode polaire introduite par [Verchery, 1982]. Appliquée aux composites stratifiés, cette méthode permet de décrire chaque matrice de rigidité de la CLT au moyen de quatre invariants homogènes à des modules et de deux angles dont la différence constitue un cinquième invariant par rotation du matériau. Les relations entre la paramétrisation polaire et les *lamination parameters* ont été étudiées dans la thèse de Cédric Julien [Julien, 2010]. Ces deux paramétrisations sont utilisées dans les travaux présentés dans la suite.

Paramétrer directement le comportement homogénéisé du stratifié présente plusieurs avan-

---

1. Remarquons que, si la parallélisation de l'algorithme réduit la durée de l'optimisation pour l'utilisateur, elle ne réduit en rien les coûts de calcul : la consommation énergétique ne diminue pas et, le cas échéant, le nombre de licences logicielles augmente.

tages du point de vue de l'optimisation. Premièrement, le nombre de paramètres employés est indépendant du nombre de plis. Deuxièmement, ces paramètres décrivent un domaine convexe lorsque l'on considère des stratifiés constitués de plis d'épaisseur et d'orientation quelconque [Grenstedt and Gudmundson, 1993]. Enfin, la dépendance des réponses mécaniques à ces paramètres s'avère très régulière, et ce tout particulièrement pour les réponses globales. A contrario, la relation directe entre les orientations de plis et les réponses mécaniques est très multimodale en raison des nombreuses opérations de rotation impliquées dans l'homogénéisation du comportement du stratifié. Toutefois ce type de méthodes présente un inconvénient majeur dans la mesure où son résultat, une distribution d'épaisseur et de rigidité macroscopique, ne fournit pas une description des stratifiés suffisante pour les fabriquer. Or, les relations de la CLT entre les empilements et les matrices  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$  et  $\mathbf{D}$  ne sont pas inversibles. La recherche des empilements permettant de réaliser un comportement macroscopique donné constitue un problème d'optimisation en soi, qui nous ramène au début de cette discussion et à l'usage des métaheuristiques. Toutefois, pour cette deuxième étape d'optimisation, le coût de calcul associé à l'évaluation du comportement homogénéisé du stratifié est très faible, de sorte que le budget de calcul ne constitue plus un problème aussi critique. Cette stratégie d'optimisation en deux étapes permet ainsi de tirer le meilleur parti des méthodes à base de gradient pour l'optimisation de réponses structurales coûteuses à évaluer, et des métaheuristiques pour la recherche des empilements permettant de réaliser les distributions optimales d'épaisseur et de rigidité.

### 3.3 Un algorithme évolutionnaire spécialisé pour l'optimisation des empilements

Les algorithmes évolutionnaires constituent une vaste famille de méthodes très librement inspirées de la théorie de l'évolution. Leur principe général consiste à faire évoluer une population de solutions par application itérative d'un processus aléatoire, ce qui en fait des méthodes à la fois générales et coûteuses. Apparues dès la fin des années 1950, ces méthodes ont connu un développement considérable à partir des années 1990 grâce à l'augmentation de la puissance de calcul et à l'apparition d'architectures massivement parallèles qui exploitent le parallélisme intrinsèque aux algorithmes à population. Ces méthodes se sont depuis montrées efficaces pour traiter des problèmes d'optimisation difficile variés dans de très nombreux domaines d'ingénierie. La clé de la réussite de ces applications réside le plus souvent dans l'adaptation de l'algorithme au problème traité. Pour une discussion plus approfondie sur le sujet, le lecteur intéressé pourra se reporter aux travaux de Rodolphe Le Riche [Le Riche, 2008] à l'EMSE à Saint-Étienne. Cette section est consacrée à la description d'un algorithme évolutionnaire spécifique, spécialisé pour l'optimisation multiobjectif des composites stratifiés. On illustre ainsi, par la pratique, différents leviers d'adaptation d'un algorithme évolutionnaire pour l'optimisation composite. Les éléments présentés dans la suite reprennent sous un éclairage différent les travaux publiés dans [Irisarri et al., 2009, 2014, 2011b].

Considérons le problème d'optimisation multiobjectif suivant, sous une forme adaptée à l'optimisation des structures composites :

$$\begin{aligned}
 &\text{minimiser} && f_k(\mathbf{x}) \text{ avec } k = 1, \dots, K, \\
 &\text{tel que} && g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \text{ avec } j = 1, \dots, J, \\
 &\text{et} && q_l(\mathbf{x}) \leq 0 \text{ avec } l = 1, \dots, L, \\
 &\text{avec} && \mathbf{x} \in \mathbf{X},
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

où les  $f_k$  correspondent au  $K$  fonctions objectif et les  $g_j$  aux  $J$  contraintes du problème. Une solution est décrite par un vecteur de variables  $\mathbf{x}$  variant dans l'espace de décision  $\mathbf{X}$ . Les variables correspondent aux variables d'empilement auxquelles peuvent s'ajouter des nombres de plis définissant les épaisseurs locales. De façon générale, les fonctions objectifs  $f_k$  et les contraintes  $g_j$  correspondent à des grandeurs mécaniques obtenues à l'issue d'une analyse mécanique (à l'exception notable de la masse et du coût). D'autres contraintes peuvent être prises en compte comme,

par exemple, des règles métier, dont la formulation mathématique est souvent difficile à poser. Celles-ci sont ici formalisées sous la forme générale  $q_l(\mathbf{x}) \leq 0$ . Ces deux derniers points sont discutés plus en détails en section 3.3.1.

La métaphore évolutionnaire ne constitue en rien une justification algorithmique, mais elle s'avère commode pour décrire le fonctionnement de l'algorithme évolutionnaire. On parle donc de population  $P$  pour désigner un ensemble de solutions, ou individus  $\mathbf{x}$ , et de génération pour désigner la population  $P_i$  à une itération  $i$ . L'algorithme évolutionnaire fait coexister trois représentations des solutions. Une solution peut être représentée par son génotype, qui correspond au codage de  $\mathbf{x}$ . Le phénotype correspond directement à  $\mathbf{x}$ . Enfin la solution peut-être décrite par le biais de ses performances, qui correspondent aux fonctions objectifs  $\mathbf{f}(\mathbf{x})$  et aux contraintes  $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ . Les solutions sont classées, sur la base de leurs performances, à l'aide d'une fonction de qualité, ou *fitness*, notée  $F$  dans la suite. La construction de la fonction  $F$  et le caractère multiobjectif de l'algorithme sont détaillés en section 3.3.2.

L'architecture générale de l'algorithme proposé, présentée en figure 3.1, reprend globalement celle de l'algorithme SPEA2 [Thiele et al., 2001]. L'état de l'optimiseur à une itération  $i$  est complètement déterminé par la donnée de deux populations : une population courante  $P_i$  de taille  $N$  et une population archive  $\bar{P}_i$  de taille  $\bar{N}$  constituée des meilleures solutions rencontrées depuis l'initialisation. La population initiale  $P_0$  est choisie dans l'espace de recherche  $\mathbf{X}$  alors que l'archive est initialement vide. Le cycle évolutionnaire consiste à sélectionner de façon aléatoire mais biaisée des solutions de  $P_i$ , de sorte à privilégier les solutions les plus performantes au sens de la fonction de qualité  $F$ . Les solutions sélectionnées sont modifiées aléatoirement, indépendamment de leur performance, par des opérateurs de variation qui opèrent sur le génotype des solutions. Les nouvelles solutions obtenues sont ensuite réinjectées dans la population courante, en remplacement des anciennes, pour créer la population  $P_{i+1}$ . On applique ici une heuristique dite "élitiste" dans laquelle les meilleures solutions au sens de la fonction  $F$  sont préservées au fil des itérations dans l'archive  $\bar{P}_i$  et réinjectées dans la population courante  $P_{i+1}$ . L'opération de sélection de l'archive  $\bar{P}_i$  dans la population  $P_i$  est une opération déterministe effectuée sur la base des performances des solutions. Elle contribue à la fois à la gestion de certaines contraintes et au caractère multiobjectif de l'algorithme, ce que nous détaillons en section 3.3.2. Le critère d'arrêt employé ici correspond à un budget de calcul.

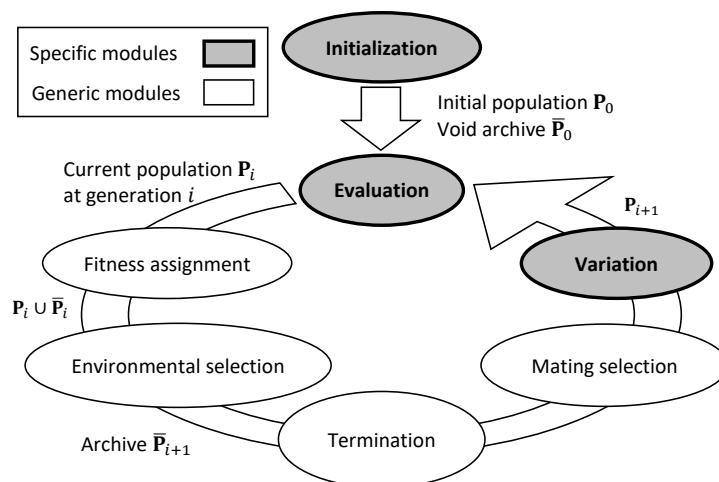


FIGURE 3.1 – Architecture générale de l'algorithme évolutionnaire proposé. Les modules spécifiques, contrairement aux modules génériques, sont adaptés pour l'optimisation composite.

### 3.3.1 Règles de conception des empilements et contraintes d'optimisation

Les contraintes  $g_j$  et  $q_l$  du problème 3.1 sont de natures différentes. Les règles métier sont directement formulées sur les empilements dans l'espace de recherche  $\mathbf{X}$ , alors que les contraintes

d'optimisation  $g_j$  sont généralement formulées sur des grandeurs issues de l'analyse mécanique. À ces deux catégories peut s'ajouter une troisième, constituée des contraintes définissant le domaine de variation pour des variables couplées. Cependant, dans le cas de l'optimisation des empilements, le choix de variables d'empilement indépendantes est généralement possible et la gestion de cette troisième catégorie de contraintes n'est pas discutée plus avant dans ce paragraphe (elle est évoquée en section 3.4).

Les règles métier  $q_l$  correspondent aux règles usuelles de conception des empilements composites dans l'industrie aéronautique, ou *design guidelines*, inventoriées dans des documents ayant quasiment valeur de norme comme le MIL-HDBK-17-3F. Ces règles, issues du retour d'expérience industriel sur la fabrication composite, visent à se prémunir de comportements couplés indésirables ou de modes d'endommagement qui échappent aux modèles de pré-dimensionnement usuels. Citons par exemple la règle de symétrie miroir des empilements qui constitue une condition suffisante pour annuler les couplages entre les comportements de membrane et de flexion du stratifié, ou la règle de contiguïté qui recommande d'éviter d'empiler sur une trop grande épaisseur des plis de même orientation afin de minimiser la fissuration matricielle et ses effets. On renvoie ici à l'article [Irisarri et al., 2014] pour une liste complète des quatorze règles de conception considérées dans ces travaux dans le cas des stratifiés d'épaisseur variable.

Le coût de calcul associé à l'évaluation des règles  $q_l$  est négligeable, contrairement à celui des autres contraintes  $g_j$ , potentiellement équivalent à celui des fonctions objectifs. Les règles de conception sont généralement satisfaites dans des régions déconnectées de l'espace de recherche qui forment des motifs complexes. Ainsi, trouver une solution faisable vis-à-vis des règles de conception n'offre que peu d'aide pour en trouver d'autres. Les méthodes de pénalisation des fonctions objectifs s'avèrent ainsi peu efficaces pour gérer ce type de contraintes. A contrario, les contraintes d'optimisation formulées sur des grandeurs issues de l'analyse mécanique fournissent de par leur régularité une information précieuse pour guider la recherche vers des régions de l'espace  $\mathbf{X}$  où elles sont satisfaites. Ces deux types de contraintes doivent donc nécessairement être gérées de façon différente.

Dans l'algorithme proposé, les contraintes  $g_j$ , évaluées à partir des résultats du calcul de structure, sont imposées au moyen d'une sélection par tournoi binaire modifiée proposée par [Deb et al., 2002]. Deux solutions sont choisies par tirage uniforme sans remise dans la population  $\mathbf{P}_i \cup \bar{\mathbf{P}}_i$ . Trois cas sont distingués en fonction de la faisabilité des solutions en compétition.

1. Les deux solutions satisfont aux contraintes  $g_j$ . La meilleure solution au sens de  $F$  est sélectionnée.
2. Les deux solutions sont infaisables. La solution qui minimise la violation maximale de contraintes est sélectionnée.
3. Une solution est faisable et l'autre non. La solution faisable est sélectionnée.

De cette façon, sont toujours privilégiées au niveau de la sélection : les solutions faisables par rapport aux solutions infaisables et, parmi ces dernières, les solutions qui violent le moins les contraintes. Cette approche constitue une alternative simple aux techniques de pénalisation, d'autant plus attractive qu'elle n'introduit aucun paramètre de réglage additionnel de l'algorithme.

Les règles de conception  $q_l$  sont gérées directement au niveau du génotype des solutions et des opérations génotypiques associées. De cette façon, toutes les solutions évaluées au cours de l'optimisation respectent les règles de conception. Différentes techniques sont proposées et mises en œuvre dans la littérature, le plus souvent séparément :

- L'encodage des solutions pour gérer directement les règles les plus simples, comme la symétrie miroir de l'empilement ou le choix de préserver en surface du stratifié des plis ininterrompus d'orientation pré-définie.
- L'usage d'opérateurs de variation ad hoc permettant de créer des solutions faisables et de maintenir la faisabilité des solutions au fil des générations.
- L'usage de techniques de réparation des solutions, généralement utilisées à l'issue de la phase de variation.

Ces trois techniques sont mises en œuvre dans [Irisarri et al., 2014], conduisant à un algorithme évolutionnaire très spécialisé dont les capacités de gestion des règles de conception restent à ma connaissance sans équivalent dans la littérature dédiée à l'optimisation composite. C'est sur la base de cet exemple que nous illustrons dans la suite de cette section chacune des trois techniques énumérées. L'algorithme proposé dans [Irisarri et al., 2014] est spécialisé pour l'optimisation de stratifiés d'épaisseur variable, ou *laminated blending optimization*. L'optimisation s'appuie sur une géométrie figée et une partition prédéfinie de la structure en  $n_z$  zones correspondant chacune à un stratifié unique, entre lesquelles sont autorisées des transitions d'épaisseur obtenues par arrêts et reprises de plis.

Le phénotype de la solution correspond à l'ensemble des  $n_z$  empilements correspondant aux  $n_z$  zones de la structure. Néanmoins ces stratifiés ne sont pas indépendants, dans la mesure où il est nécessaire d'assurer la continuité de la structure. La description des arrêts et reprises de plis dans les zones de transition d'épaisseur fait donc aussi partie du phénotype de la solution. L'algorithme proposé a été développé dans l'optique de dimensionner des éléments de structures aéronautiques, comme les peaux de grands panneaux de voilure. Pour ce type de panneaux, il est recommandé qu'entre deux zones adjacentes, les plis de la zone la plus fine se prolongent dans la zone la plus épaisse. Abouter des plis d'orientation différente n'est pas une pratique autorisée pour les procédés classiques de drapage de pré-imprégnés thermodurcissables. Les empilements des zones constitutives du panneau peuvent ainsi être représentés sous la forme d'une table de drapage. Celle-ci permet de représenter l'ensemble des empilements obtenus en arrêtant les plis un par un à partir d'un empilement épais, pour une plage impartie de nombres de plis  $[n_{min}, n_{max}]$ . De la sorte sont définis non seulement les empilements en chaque zone, pour un nombre donné de plis, mais aussi toutes les transitions d'épaisseurs. Un exemple de table de drapage est présenté en Figure 3.2. Cette description du phénotype de la solution se prête naturellement à un encodage sous la forme de trois vecteurs (chromosomes).

- Le vecteur  $\mathbf{N}$  de dimension  $n_z$ , correspond au nombre de plis de chaque zone.
- Le vecteur  $\mathbf{X}_s$ , de dimension  $n_{max}$ , correspond à l'empilement le plus épais dans la table.
- Le vecteur  $\mathbf{X}_i$ , de dimension  $n_{max}$ , représente l'ordre d'insertion des plis dans le stratifié.

Le vecteur  $\mathbf{N}$  décrit donc la distribution d'épaisseur sur le panneau, alors que les vecteurs  $\mathbf{X}_s$  et  $\mathbf{X}_i$  encodent la table de drapage. Par exemple, les vecteurs  $\mathbf{X}_s = [45 \ 90 \ 75 \ 90 \ -75 \ -45 \ 0 \ 0 \ -45 \ -75 \ 90 \ 75 \ 90 \ 45]$  et  $\mathbf{X}_i = [0 \ 5 \ 4 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 2 \ 0 \ 3 \ 6 \ 0]$  encodent la table de drapage présentée en figure 3.2. Dans  $\mathbf{X}_i$ , la valeur 0 est attribuée aux  $n_{min}$  plis toujours présents dans la table. La valeur 1 correspond au premier pli introduit, la valeur 2 au deuxième pli introduit, etc.

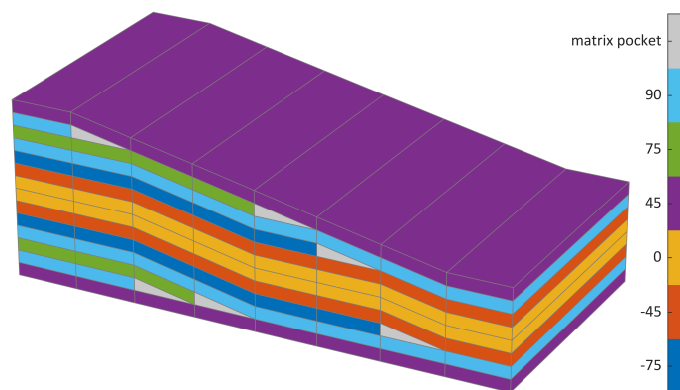


FIGURE 3.2 – Un exemple de table de drapage ( $n_{min} = 8$  plis et  $n_{max} = 14$  plis).

Les deux vecteurs  $\mathbf{N}$  et  $\mathbf{X}_s$  permettent d'encoder complètement une solution si l'ordre d'arrêt des plis est prédéfini. En ce sens, la méthode proposée est rattachée à la famille des méthodes basées sur la notion d'empilement maître, ou *guide-based blending* [Adams et al., 2004], qu'elle généralise en introduisant de nouveaux degrés de liberté liés à la définition de l'ordre des arrêts de

plis. Remarquons que durant l'optimisation, il est probable que la distribution des nombres de plis représentée par le vecteur  $\mathbf{N}$  ne couvre qu'une partie de l'intervalle  $[n_{min}, n_{max}]$ . Dans ce cas, une partie du génotype devient non-codante, c'est-à-dire qu'elle ne s'exprime plus dans le phénotype de la solution.

Distribution d'épaisseur et table de drapage sont gérées par des opérateurs différents. La distribution d'épaisseur évolue selon des opérations classiques de mutation et de croisement sur lesquelles nous ne nous attardons pas ici. L'originalité de l'algorithme réside dans le traitement des tables de drapage. Contrairement à ce que suggère la présentation usuelle des tables de drapage, c'est l'ordre d'insertion des plis dans la table plutôt que l'ordre d'arrêt de plis qui est manipulé ici. Ce choix est lié à la gestion des règles de conception et à la construction d'opérateurs ad hoc. La génération des solutions initiales et les opérateurs de variation associés partagent une même logique d'énumération aléatoire partielle d'un arbre dont les branches décrivent les tables de drapage possibles. Un parcours possible aboutissant à la solution présentée en figure 3.2 est illustré en figure 3.3. Chaque nœud de l'arbre correspond à une orientation de pli et une position d'insertion dans l'empilement. La profondeur de parcours de l'arbre correspond à  $n_{max}$ . Les règles de conception doivent être satisfaites par tous les empilements de la table (à l'exception des règles de symétrie et d'équilibre, on revient sur ce point dans le paragraphe suivant), c'est-à-dire à chaque nœud de la branche correspondante. Pour la génération de la table de drapage, à chaque étape de parcours de l'arbre, les nœuds sont énumérés dans un ordre aléatoire jusqu'à ce qu'un nœud faisable soit identifié. Le parcours continue alors selon cette branche. Ce principe de fonctionnement permet à l'utilisateur d'activer ou désactiver les règles de son choix. Dans le cas d'un empilement équilibré, lorsqu'un pli orienté d'un angle  $\theta$  ( $\theta \neq 0^\circ$  et  $90^\circ$ ) est introduit dans l'empilement, le pli suivant est nécessairement orienté selon un angle  $-\theta$ . Les opérations de variation quant à elles, mutation ou croisement, partagent le principe général de fonctionnement suivant.

- i. Un ensemble de nœuds sur lequel porte la variation est sélectionné aléatoirement.
- ii. Les variations possibles sont partiellement énumérées, en fonction de l'opérateur.
- iii. Une branche est sélectionnée aléatoirement parmi les branches faisables, s'il en existe. Dans le cas contraire, une branche infaisable est choisie aléatoirement et régénérée à partir du premier nœud infaisable.

Prenons l'exemple d'une mutation portant sur le vecteur des orientations de plis  $\mathbf{X}_s$  pour une table équilibrée. Une paire équilibrée de plis d'orientation  $\pm\theta$  est sélectionnée aléatoirement. La nouvelle valeur de l'angle  $\theta$  est choisie aléatoirement dans l'ensemble des valeurs admissibles défini par l'orientation des plis adjacent, la discrétisation angulaire choisie et les règles de conception imposées (par exemple la règle de contiguïté).

Il est important de souligner que les règles de conception ne constituent pas nécessairement un ensemble cohérent de contraintes du point de vue de l'optimisation. Elles sont d'ailleurs le plus souvent formulées comme des recommandations. Ces règles métier ont généralement été établies pour formaliser des bonnes pratiques ou un retour d'expérience. Leurs justifications sont ainsi avant tout liées à des considérations mécaniques. Pour formuler un problème d'optimisation sous contraintes cohérent, il peut ainsi être nécessaire de reformuler certaines règles ou de les hiérarchiser et d'accepter certaines violations. Attardons-nous sur le cas spécifique des règles de symétrie et d'équilibre de l'empilement. Dans le cadre d'une table de drapage ces règles posent une première difficulté évidente, puisqu'elles ne peuvent être satisfaites pour tous les empilements de la table. En effet, celle-ci décrit les arrêts de plis un par un. Arrêter un pli dans un empilement équilibré engendre nécessairement un déséquilibre. Arrêter un pli dans un empilement symétrique engendre le plus souvent une dissymétrie. Une première démarche pour résoudre ce problème, consiste à reformuler ces règles pour en retrouver l'esprit. En effet, les règles de symétrie et d'équilibre constituent des conditions suffisantes, mais pas nécessaires, pour annuler des comportement couplés du stratifiés. L'idée consiste donc, plutôt que d'imposer la symétrie et l'équilibre des empilements, à minimiser les termes de couplage correspondants pour tous les empilements contenus dans la table de drapage. Cette démarche présente le double avantage d'élargir le domaine de recherche et de revenir au fondement mécanique de la règle métier. Ce faisant,

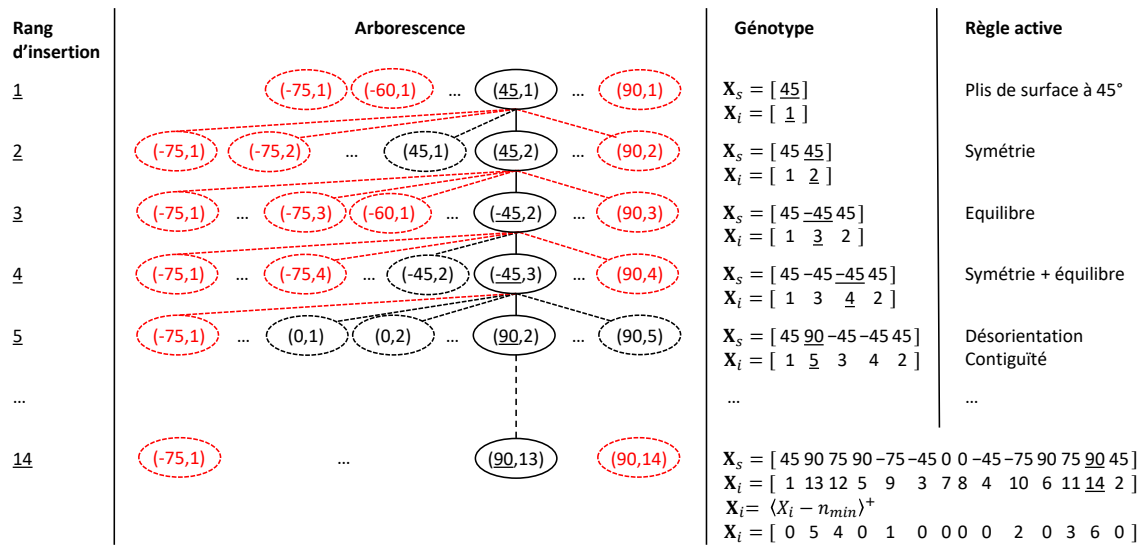


FIGURE 3.3 – Un exemple de parcours d'arbre aboutissant à la table illustrée en figure 3.2. Chaque nœud de l'arbre correspond à un couple (orientation du pli / position du pli dans l'empilement). Ici  $n_{min} = 8$  plis et  $n_{max} = 14$  plis. La règle de désorientation impose une différence d'orientation en valeur absolue inférieure ou égale à 45° entre deux plis consécutifs. La règle de contiguïté impose ici un maximum de 2 plis consécutifs de même orientation. Ici, on choisit de restaurer en priorité la symétrie de l'empilement, puis son équilibre. Les branches faisables et infaisables sont représentés respectivement en noir et en rouge, et la branche sélectionnée en trait plein.

la règle métier  $q_l$  est reformulée en une contrainte d'optimisation supplémentaire  $g_j$  ou un objectif  $f_k$ . Toutefois cette démarche n'est pas aisément applicable à toutes les règles de conception. De plus, elle conduit à des empilements potentiellement atypiques souvent moins bien acceptés dans l'industrie. Une seconde démarche, adoptée ici, consiste à traiter les règles de symétrie et d'équilibre selon leur formulation usuelle et en accepter certaines violations jugées acceptables. Il s'agit dès lors de confiner les problèmes de déséquilibre et de dissymétrie dans les zones de transition d'épaisseur, dont la surface est par essence très inférieure à celles des régions d'épaisseur uniforme, afin de minimiser leur influence sur le comportement global de la pièce. En conséquence, la gestion des règles de symétrie et d'équilibre impacte à la fois la table de drapage et la distribution d'épaisseur. Afin de gérer ce couplage entre variables induit par les règles de conception, une technique de réparation des solutions est mise en œuvre. Cette technique, inspirée de la *recessive gen repair strategy* proposée par [Todoroki and Haftka, 1998], ne modifie pas le génome de la solution, mais uniquement son interprétation. Dans le cas présent, au moment du décodage de la solution pour le calcul de structure, le vecteur  $N$  est interprété de façon déterministe de sorte que chaque zone de la structure se voie attribuer un nombre de plis correspondant à un empilement symétrique et équilibré dans la table de drapage. Cette technique présente l'avantage d'influer efficacement sur le processus évolutionnaire, sans modifier le génotype des solutions et sans complexifier davantage les opérateurs génétiques.

### 3.3.2 Un algorithme évolutionnaire multiobjectif

L'algorithme présenté a été développé pour réaliser des optimisations multiobjectifs au sens de Pareto. L'aspect multiobjectif influe principalement sur le calcul de la fonction de qualité  $F$  et l'opérateur de sélection de l'archive. La notion de rang de Pareto proposée par [Deb et al., 2002] est utilisée ici pour construire la fonction  $F$  utilisée pour le classement des solutions. Afin de discriminer des solutions de même rang, une information de densité est ajoutée à la fonction de qualité. On utilise ici l'inverse de la distance euclidienne au  $k$ -ième plus proche voisin dans l'espace des objectifs.  $k$  est choisi égal à l'arrondi supérieur de la racine carrée de la taille de la population, c'est-à-dire  $k = \lceil \sqrt{N + \bar{N}} \rceil$  comme proposé par [Thiele et al., 2001]. La fonction de qualité pour la

solution  $\mathbf{x}$  s'écrit ainsi :

$$F(\mathbf{x}) = R(\mathbf{x}) + D(\mathbf{x}), \quad (3.2)$$

où  $R(\mathbf{x})$  correspond au rang de la solution  $\mathbf{x}$  et  $D(\mathbf{x})$  à la densité, avec :

$$D(\mathbf{x}) = \frac{1}{d^k(\mathbf{x}) + 2}, \quad (3.3)$$

où  $d^k(\mathbf{x})$  correspond à la distance de  $\mathbf{x}$  à son  $k$ -ième plus proche voisin dans l'espace des objectifs et l'ajout de 2 au dénominateur permet de s'assurer que  $D(\mathbf{x})$  est un nombre positif strictement inférieur à 1.

La spécificité de l'optimisation multiobjectif au sens de Pareto réside dans le fait que la relation de dominance définit un ordre partiel dans l'espace des objectifs. Les solutions de même rang sont incomparables. L'optimisation vise à trouver des solutions au plus proche du front de Pareto réel du problème, c'est-à-dire de l'ensemble des solutions qui ne sont dominées par aucune autre. Il ne s'agit pas nécessairement de trouver l'ensemble du front de Pareto, mais de l'échantillonner au mieux. Pour une taille d'échantillon donnée, ceci suppose à la fois :

- de trouver des solutions aussi proches que possibles du front de Pareto du problème,
- de capturer correctement l'étendue du front, c'est-à-dire d'approcher au mieux les solutions qui minimisent indépendamment chaque objectif,
- de distribuer au mieux les solutions non-dominées trouvées le long du front de Pareto.

C'est par le biais de l'opérateur de sélection de la population archive  $\bar{\mathbf{P}}$  que l'on cherche à remplir ces trois exigences. La technique employée ici combine l'opérateur de sélection de l'archive proposée par [Thiele et al., 2001] et la logique de gestion des contraintes du tournoi binaire biaisé employé pour la sélection pour la reproduction. La taille de l'archive reste constante au fil des générations. La première étape de la constitution de la nouvelle archive  $\bar{\mathbf{P}}_{i+1}$  consiste à sélectionner les solutions non-dominées et faisables de la population  $\mathbf{P}_i \cup \bar{\mathbf{P}}_i$ . Trois cas de figure se présentent alors :

- i. si la taille de la population sélectionnée correspond exactement à la taille requise pour l'archive, celle-ci est constituée,
- ii. si la population sélectionnée est trop petite, celle-ci doit être complétée avec les meilleures solutions dominées faisables de la population  $\mathbf{P}_i \cup \bar{\mathbf{P}}_i$ . Éventuellement, si le nombre de solutions faisables est insuffisant, l'archive est complétée par des solutions infaisables, par ordre croissant de violation maximale des contraintes,
- iii. enfin, si les solutions non-dominées et faisables sont trop nombreuses dans  $\mathbf{P}_i \cup \bar{\mathbf{P}}_i$ , une procédure de réduction de cette population est mise en œuvre.

Cette procédure itérative consiste à écarter une à une de l'archive des solutions choisies sur la base de leur distance à leur plus proche voisin. À chaque itération, la solution dont la distance à son plus proche voisin est la plus faible est écartée. En cas d'égalité entre plusieurs solutions, la décision est prise sur la base de la distance au second plus proche voisin, et ainsi de suite. De la sorte, les solutions extrêmes du front de Pareto approché sont préservées et les solutions non-dominées sont distribuées au mieux le long du front selon une logique de maximisation de la distance au plus proche voisin.

#### 3.3.3 Quelques commentaires et deux exemples d'application

L'algorithme évolutionnaire présenté a été décliné en plusieurs versions, qui toutes partagent l'architecture générale présentée en figure 3.1 mais diffèrent essentiellement par leurs opérateurs, adaptés à différents jeux de variables en fonction des procédés de fabrication. Le développement d'opérateurs spécifiques constitue un point clé de l'efficacité de l'algorithme pour l'optimisation des stratifiés. Le cadre théorique assez lâche des algorithmes évolutionnaires et leur modularité



intrinsèque permettent en la matière de nombreuses variations. Certaines précautions sont toutefois nécessaires. En particulier, il convient de vérifier que les opérateurs proposés n'introduisent pas un biais trop prononcé dans l'exploration, c'est-à-dire que, considérés hors du cadre du processus évolutionnaire, ils permettent d'explorer l'ensemble du domaine de recherche avec une distribution de probabilité aussi uniforme que possible. De ce point de vue, les opérateurs génétiques jouent des rôles très différents. Les opérateurs de croisement sont utilisés pour mélanger les gènes des solutions et ainsi balayer, dans l'espace de recherche, la gamme des solutions intermédiaires. A contrario, les opérateurs de mutation permettent de faire apparaître dans la population de nouvelles valeurs des variables, et d'explorer ainsi de nouvelles régions de l'espace de décision. Dans le cas des problèmes présentant un aspect combinatoire, les opérateurs de permutation permettent, quant à eux, d'explorer les permutations des variables. Il est ainsi communément admis que les opérateurs de croisement contribuent à l'intensification de la recherche dans une région donnée de l'espace de décision alors que les opérateurs de mutation contribuent à l'exploration de l'espace de recherche. C'est dans la recherche d'un compromis entre exploration et intensification adapté au problème considéré que se situe toute la difficulté du réglage des algorithmes évolutionnaires. L'algorithme présenté ici est fortement élitiste de par son architecture générale, il est ainsi nécessaire d'imposer une probabilité de mutation élevée pour trouver un équilibre satisfaisant entre exploration et intensification. Initialiser la recherche à partir d'une population initiale bien choisie, par exemple par un plan d'expériences, participe aussi à la bonne exploration du domaine de recherche.

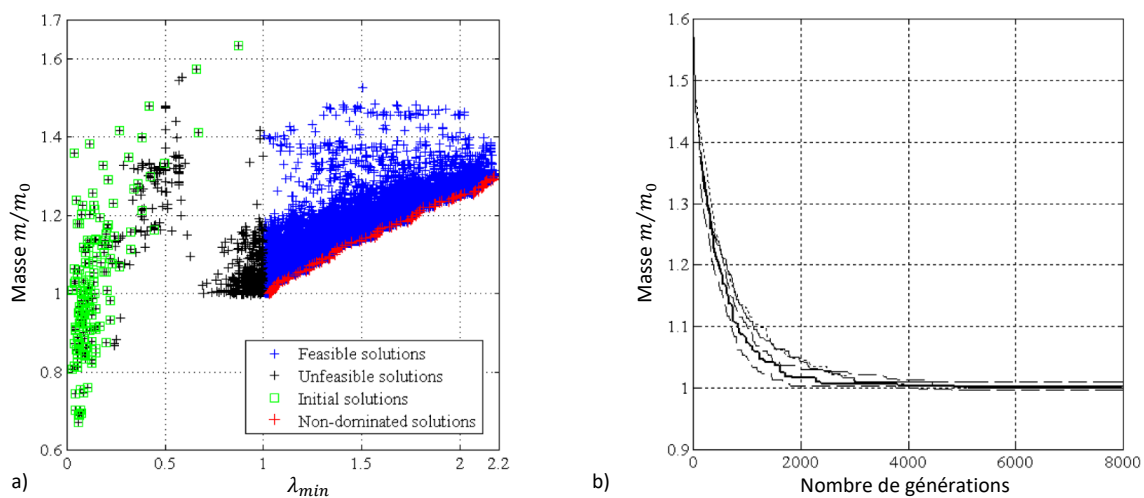


FIGURE 3.4 – Résultats obtenus pour des stratifiés symétriques et équilibrés avec un pli de surface ininterrompu. a) Distribution des solutions dans le plan des objectifs (1 génération sur 20 est représentée seulement) b) Historique de convergence pour 5 exécutions de l'algorithme. La courbe en trait plein correspond à la figure a). Ici,  $m_0 = 28,63$  kg et correspond à la solution symétrique la plus légère obtenue par Adams *et al.* [Adams *et al.*, 2004].

Illustrons tout d'abord l'influence des règles métier à partir d'un cas-test proposé par Soremekun [Soremekun *et al.*, 2002] et souvent traité depuis dans la littérature. Il s'agit de minimiser la masse d'une structure stratifiée monolithique, subdivisée en 18 régions d'épaisseurs différentes, chacune soumise à une contrainte de flambement pour un chargement figé, sans redistribution des charges entre panneaux. La difficulté de l'exercice provient de la nécessité d'assurer la continuité des plis entre les zones. Dans [Irisarri *et al.*, 2014], le problème est traité en considérant comme un second objectif la maximisation du facteur de flambement minimal sur les 18 régions constitutives de la structure  $\lambda_{min}$ . La figure 3.4 illustre la convergence de l'algorithme dans le cas où seules trois règles de conception sont imposées, à savoir la symétrie et l'équilibre de l'empilement et l'usage d'un pli de surface ininterrompu. L'allure du front obtenu permet d'estimer la pénalité en masse en fonction de la marge par rapport au flambement. Le front présenté sur la figure 3.4.a semble linéaire et une augmentation de la marge de 10 % correspond approximati-

### 3.3. Un algorithme évolutionnaire spécialisé pour l'optimisation des empilements

Solution 1. Masse : 28.85 kg. $\lambda_{min} = 1.068$ (panneau 16)	
N	[34 30 22 18 18 22 18 26 38 38 30 30 22 18 26 30 18 22]
$X_s$	[45 45 60 30 45 30 30 45 90 -45 -30 -45 90 90 -45 -45 90 -60 -30 -45 0 -30 0 45]
$X_i$	[0 5 2 12 0 10 13 7 0 8 11 6 0 15 3 0 16 1 14 0 17 9 0 4]
Solution 2. Masse : 29.29 kg. $\lambda_{min} = 1.003$ (panneau 9)	
N	[34 28 24 20 16 24 20 28 38 35 30 28 24 20 28 34 20 24 ]
$X_s$	[-45 -30 0 -30 -45 -15 0 -45 90 90 45 0 30 75 45 15 45 30 75 -75 -75 75 -75 90]
$X_i$	[ 0 3 8 5 0 9 12 6 0 17 0 1 2 15 0 10 7 4 0 14 16 13 0 11 ]

TABLEAU 3.1 – Génotype des solutions obtenues. Masse et facteur de flambement critique sur les 18 panneaux constitutifs de la structure. Solution 1 : symétrie, équilibre et continuité des plis de surface. Solution 2 : symétrie, équilibre, continuité des plis de surface et 8 règles additionnelles, dont les règles de non-contiguïté (pas plus de 2 plis consécutifs de même orientation) et de désorientation (pas plus de 45° d'écart entre plis consécutifs) appliquées à tous les stratifiés de la table.

vement à un surpoids de 2,5 %. La figure 3.4.b illustre la bonne répétabilité de l'optimisation. La solution réalisable de masse minimale (solution 1) est détaillée dans la table 3.1, ainsi que la solution la plus légère obtenue lorsque 8 règles métier additionnelles sont prises en compte, portant soit directement sur les empilements, soit sur les transitions d'épaisseur (solution 2). La pénalité en masse liée à l'ajout des règles métier est ici de l'ordre de 1 %.

Remarquons que ces solutions ont depuis servi de référence de comparaison pour de nombreuses publications récentes, par exemple [An et al., 2019; Jing et al., 2016; Sanz-Corretge, 2019; Yang et al., 2016; Zeng et al., 2019]. La comparaison seule des masses des solutions est légèrement biaisée dans la mesure où le choix et l'interprétation des règles de conception imposées diffèrent le plus souvent d'un article à l'autre. Toutefois, l'idée d'exploiter l'ordre des arrêts ou reprises de plis comme variable de l'optimisation s'est largement imposée. La principale limite de la notion de table de drapage réside dans le fait que deux régions de même épaisseur partagent le même empilement, ce qui n'est pas nécessaire pour des zones de surépaisseur déconnectées. Les travaux récents visent souvent à pallier cette limite en proposant de nouvelles représentations des solutions. Remarquons enfin que l'algorithme présenté a été utilisé à TU-Delft dans le cadre du *Master of Science* de Yasser Meddaïkar [Meddaïkar et al., 2017] et de la thèse de doctorat de Johannes Dillinger [Dillinger, 2015] pour l'optimisation aéroélastique d'ailes composites. Plus récemment, cet algorithme, dans une version à distribution d'épaisseur figée, a montré d'excellentes performances pour le *stiffness matching* (voir section 3.4 pour l'explication de cette notion) dans le cadre d'une comparaison entre plusieurs algorithmes dédiés, réalisée par Noémie Fedon au cours de sa thèse de doctorat à l'université de Bristol.

Une grande force des algorithmes évolutionnaires réside dans leur capacité à traiter des problèmes d'optimisation structurale non-linéaire. D'une part, leur caractère direct permet de se passer des gradients, parfois difficilement accessibles. D'autre part, leur aspect stochastique et la gestion de populations permettent une grande robustesse vis-à-vis des problèmes de divergence des modèles qui restent fréquents en non-linéaire. Illustrons ce point par un exemple d'optimisation en flambement et post-flambement d'un panneau raidi composite sollicité en compression uniaxiale [Irisarri et al., 2011b]. Cet exercice, réalisé à masse et épaisseur constante (les variables d'optimisation se limitent ici à deux vecteurs  $X_s$  représentant les empilements de la peau et des cornières assemblées pour former les raidisseurs), porte sur l'amélioration des performances d'un panneau extrait de la littérature [Falzon et al., 2000]. Le premier objectif consiste à maximiser la force critique de flambement, évaluée par une analyse aux valeurs propres. La non-linéarité provient ici des changements de mode critique sur l'espace de recherche. Le second objectif correspond à la maximisation de la force ultime du panneau. Celle-ci résulte de la compétition entre la rupture du matériau, estimée à l'échelle du pli par un critère de Hashin, et l'effondrement global du panneau. Le comportement post-flambé est estimé par une analyse non-linéaire réalisée

sous SAMCEF. Compte-tenu du temps unitaire de l'analyse EF non-linéaire (de l'ordre de l'heure), du nombre d'évaluations requises et de la nécessité de réaliser les évaluations en séquentiel pour limiter l'appel à la licence, des métamodèles ont été employés pour approcher les réponses du calcul EF. La figure 3.5 illustre les résultats obtenus par rapport aux performances de la solution de référence  $F_{flamb}^0 = 123$  kN et  $F_{eff}^0 = 595$  kN.

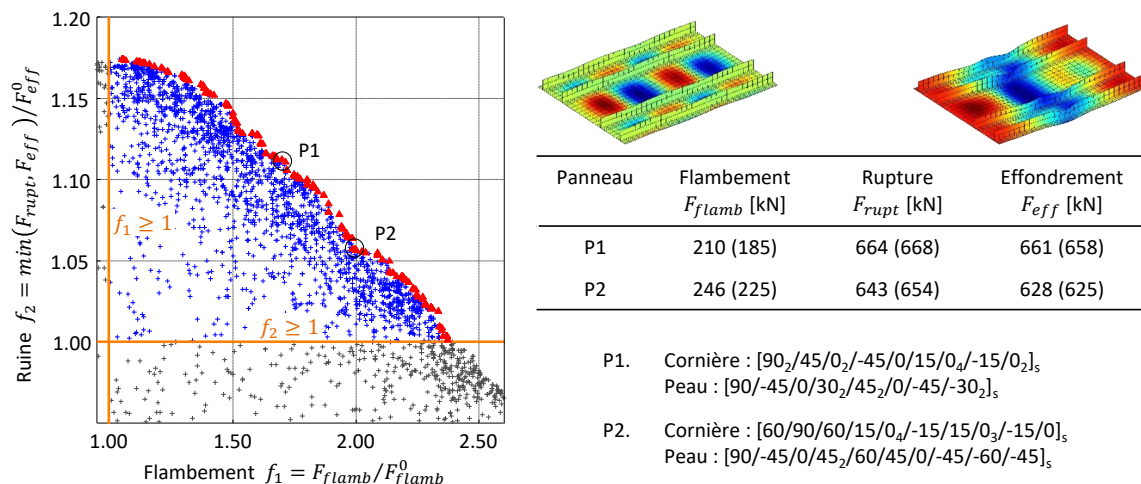


FIGURE 3.5 – Résultats de l'optimisation des empilements avec une discrétisation angulaire de 15°. Deux solutions non-dominées sont détaillées. Les performances indiquées entre parenthèses correspondent aux résultats de la vérification EF.

L'originalité de cette démarche réside essentiellement dans le choix du paramétrage des métamodèles. Alors que les variables de l'optimisation correspondent aux empilements des peaux et des cornières utilisées pour former les raidisseurs, les métamodèles associés à chaque réponse mécanique considérée indépendamment sont appris à partir des rigidités macroscopiques du stratifié en membrane et en flexion. Ces travaux ont montré la difficulté de l'apprentissage de métamodèles pour les problèmes de flambement, en raison des changements de mode critique. Des travaux ultérieurs ont été réalisés sur le sujet dans le cadre du projet DGAC ARTEMIS, qui ont abouti à la proposition d'une technique dite de *compétition d'experts* pour le métamodélisation du flambement [Leroy et al., 2013].

### 3.4 Contributions à l'optimisation multiniveau des structures composites

Un algorithme évolutionnaire dédié à l'optimisation des empilements trouve aussi naturellement sa place dans une démarche d'optimisation multiniveau des structures composites stratifiées. Deux principales décompositions du problème d'optimisation des empilements composites sont proposées dans la littérature. Les démarches de type *smearred method* consistent à optimiser successivement les propriétés de membrane et les propriétés de flexion des stratifiés. La première étape vise ainsi, pour un ensemble limité d'orientations de plis possibles, à optimiser les épaisseurs des couches associées. À cette étape, la rigidité de flexion est supposée égale à la rigidité de membrane et la rigidité de couplage est supposée nulle. L'ordre d'empilement est optimisé dans une seconde étape, avec un nombre de plis déterminé pour chaque orientation à partir du résultat de la première étape. Les démarches de type *stiffness matching* consistent, quant à elles, à rechercher successivement les propriétés homogénéisées optimales puis les empilements permettant de les réaliser. Dans une première étape, les matrices **A**, **B** et **D** sont paramétrées par des variables continues, qu'il s'agisse de *lamination parameters* ou de paramètres polaires. La seconde étape traite directement de l'optimisation des empilements pour cibler les distributions de rigidité issues de la première étape.

Ces deux familles de méthodes présentent certaines similarités. Dans les deux cas, le problème traité à la première étape constitue une version relaxée continue du problème d'optimisation discret d'origine. La première étape d'optimisation continue ne diffère de l'optimisation structurale classique que par le choix d'un paramétrage spécifique. L'intérêt de cette première étape est double. D'une part, l'usage de méthodes à gradients assure la parcimonie de l'optimisation (quelques dizaines ou centaines d'itérations), même pour de grands nombres de variables et de contraintes (plusieurs milliers, voire plusieurs dizaines de milliers). Des outils commerciaux performants combinent optimisation et modélisation EF, permettant ainsi de traiter des géométries complexes, et rendant accessible une large gamme de réponses mécaniques, en particulier toutes les réponses obtenues par analyse linéaire. D'autre part, le résultat obtenu fige la distribution des charges sur la structure, ce qui réduit considérablement la complexité de la seconde étape d'optimisation et les coûts de calcul afférents. Le problème combinatoire est traité lors de cette seconde étape d'optimisation, au cours de laquelle sont imposées les règles d'empilement.

Les deux méthodes présentent toutefois des différences majeures. La décomposition du problème proposée dans la *smearred method* constitue une extension des méthodes classiques d'optimisation structurale. Introduire des matériaux composites dans l'optimisation impose de gérer leur anisotropie. Celle-ci est introduite en deux temps, d'abord l'anisotropie de membrane, puis celle de flexion. Cette décomposition est sous-optimale, dans le sens où une fois les propriétés de membrane figées, les degrés de liberté pour piloter les propriétés de flexion se résument à l'ordre d'empilement des plis. Cette démarche ne permet donc pas d'explorer l'ensemble de l'espace de conception, ce que permettent les approches de *stiffness matching*. La difficulté pour ces dernières, réside dans la cohérence entre les deux étapes de l'optimisation. D'une part, la discrétisation du problème lors de la recherche des empilements ne permet généralement que d'approcher la cible ébauchée lors de la première étape de l'optimisation. D'autre part, rien ne garantit que l'optimum du problème discret et l'optimum du problème continu soient identiques.

Derrière ces méthodes se cachent deux approches différentes pour gérer la complexité des couplages entre propriétés de membrane et propriétés de flexion des stratifiés. La *smearred method* constitue une approche pragmatique de résolution du problème pour laquelle les stratifiés sont connus à chaque étape de l'optimisation, au prix d'une restriction de l'espace de conception dont les conséquences sont difficiles à quantifier. A contrario, les méthodes de *stiffness matching* reposent sur des bases théoriques solides pour la recherche des propriétés homogénéisées optimales des stratifiés, mais posent des difficultés pratiques non négligeables pour la restitution des empilements. Dans mes travaux, je me suis focalisé sur les approches de *stiffness matching*, que je considère à la fois plus prometteuses que la *smearred method* et encore inabouties à ce jour.

### 3.4.1 Optimisation multiniveau des composites stratifiés, monolithiques ou sandwichs

Je suis aujourd'hui en mesure de présenter une approche complète pour l'optimisation des composites stratifiés monolithiques ou sandwichs, basée sur l'usage de tables de drapage. Dans la suite, du point de vue de l'optimisation, le stratifié monolithique symétrique est considéré comme un cas particulier des composites sandwichs, avec une âme d'épaisseur nulle (du point de vue mécanique, on emploie évidemment un processus d'homogénéisation différent). Cette section reprend en partie le contenu de l'article [Irisarri et al., 2021]. On se restreint, par commodité, au cas des sandwichs symétriques par rapport à leur feuillet moyen. Le problème général d'optimisation peut-être formulé de la façon suivante :

$$\begin{aligned} & \min_{\{\boldsymbol{\theta}, \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s\}} m(\mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \\ \text{tel que : } & \begin{cases} g_j(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \leq 0 \text{ avec } j = 1, \dots, J \\ q_l(\boldsymbol{\theta}) \leq 0 \text{ avec } l = 1, \dots, L, \\ \boldsymbol{\theta} \in \Theta \\ \mathbf{t}_c \in [t_c^{\min}, t_c^{\max}]^{n_z} \\ \mathbf{t}_s \in t_{ply} \times [n_{\min}; n_{\max}]^{n_z} \end{cases}, \end{aligned} \quad (3.4)$$

où  $m$  représente la masse de la structure.  $t_c$  est l'épaisseur de l'âme et  $t_s$  celle de la peau. Les matériaux sont figés (âme et pli de base). Tous les plis sont identiques (matériau et épaisseur  $t_{ply}$ , ce qui implique que  $t_s$  prend valeur dans un ensemble discret).  $\theta$  représente les orientations de plis et peut être considérée comme un vecteur de fonctions constantes par morceau de  $z$ , définies dans l'épaisseur du stratifié, où  $z$  est la coordonnée hors-plan. Les orientations de plis prennent valeur dans l'ensemble  $\Theta$ . Les variables d'optimisation sont définies pour chacune des  $n_z$  régions qui la constituent. Les contraintes d'optimisation liées aux réponses mécaniques de la structure sont notées  $g_j$ . Les règles de conception des empilements sont notées  $q_l$ .

La figure 3.6 illustre la démarche générale. Dans une première étape, le stratifié est représenté par ses propriétés macroscopiques. L'optimisation vise à déterminer les distributions de rigidité et d'épaisseur qui minimisent la masse de la structure tout en satisfaisant aux contraintes. Les variables d'optimisation sont supposées continues et prennent valeur dans un domaine convexe. Le problème peut donc être résolu par une méthode à gradient, sous la forme :

$$\begin{aligned} & \min_{\{\mathbf{v}, \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s\}} m(\mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \\ & \text{tel que : } \begin{cases} g_j(\mathbf{v}, \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \leq 0 \text{ avec } j = 1, \dots, J \\ q'_l(\mathbf{v}) \leq 0 \text{ avec } l = 1, \dots, L' \\ \mathbf{v} \in \mathbf{V} \\ \mathbf{t}_c \in [t_c^{min}, t_c^{max}]^{n_z} \\ \mathbf{t}_s \in [t_s^{min}, t_s^{max}]^{n_z} \end{cases}, \end{aligned} \quad (3.5)$$

où  $\mathbf{v}$  représente les variables descriptives de la rigidité anisotrope des peaux, ici les *lamination parameters*. Les contraintes  $q'_l$  correspondent à la reformulation dans le domaine  $\mathbf{V}$  de certaines règles de conception  $q_l$ .

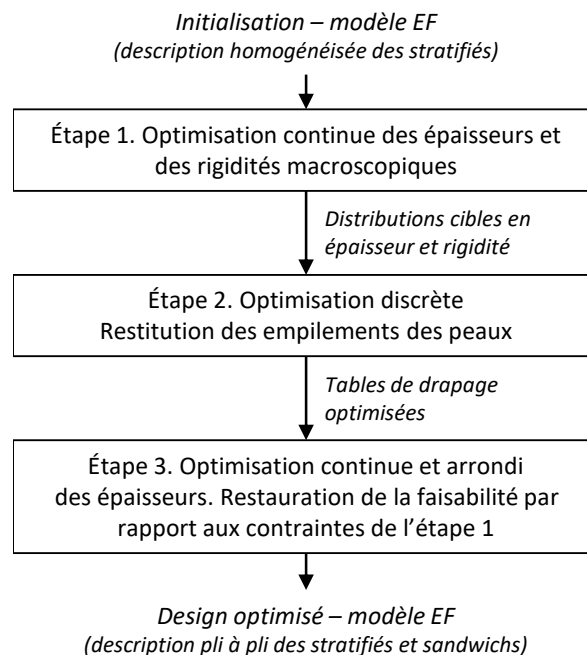


FIGURE 3.6 – Schéma de principe de la démarche proposée pour l'optimisation des structures composites stratifiés monolithiques ou sandwiches.

La restitution des empilements est réalisée dans une deuxième étape. L'objectif est ici de se rapprocher au mieux de l'optimum  $(\mathbf{v}^*, \mathbf{t}_s^*)$  issu de l'étape 1, tout en satisfaisant aux règles métier

$q_l$ . Les épaisseurs  $\mathbf{t}_c$  sont figées à leur valeur optimale  $\mathbf{t}_c^*$ .

$$\begin{aligned} & \min_{\{\boldsymbol{\theta}, \mathbf{n}\}} d(\mathbf{S}(\mathbf{v}^*, \mathbf{t}_s^*), \mathbf{S}(\boldsymbol{\theta}, \mathbf{n})) \\ \text{tel que : } & \begin{cases} q_l(\boldsymbol{\theta}) \leq 0 \text{ avec } l = 1, \dots, L, \\ \boldsymbol{\theta} \in \Theta \\ \mathbf{n} \in \llbracket n_{min}; n_{max} \rrbracket^{n_z} \end{cases}, \end{aligned} \quad (3.6)$$

où  $\mathbf{n}$  représente le nombre de pli et  $\mathbf{S}$  la rigidité homogénéisée du stratifié. L'algorithme évolutionnaire décrit en section 3.3 est employé ici. Chaque sous-structure indépendante du point de vue de la fabrication se voit associée à une table de drapage susceptible de décrire les éventuelles variations d'épaisseur internes. Le choix de la fonction  $d$  est discuté en section 3.4.2.

Tous les calculs de structure sont réalisés à l'étape 1 qui concentre la majeure partie des coûts de calcul. L'étape 2 repose sur des modèles analytiques rapides compatibles avec un AE. Or, minimiser la masse implique nécessairement que l'une au moins des contraintes  $g_j$  est active à l'optimum. Les contraintes  $g_j$  ne pouvant pas être évaluées à l'étape 2 en l'absence de calcul de structure, il est fort probable que la solution issue de l'étape 2 viole au moins une des contraintes  $g$ . Une troisième étape est donc proposée ici, permettant de restaurer la faisabilité des solutions.

Cette troisième étape permet d'explorer un voisinage de la solution discrète issue de l'étape 2, dans le but d'aboutir à une solution faisable aux performances proches. Le problème résolu à l'étape 3 s'écrit ainsi :

$$\begin{aligned} & \min_{\{\mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s\}} m(\mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \\ \text{tel que : } & \begin{cases} g_j(\mathbf{v}, \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \leq 0 \text{ avec } j = 1, \dots, J \\ \mathbf{v} = f(\boldsymbol{\theta}^*, \mathbf{t}_s) \\ \mathbf{t}_c \in [t_c^{min}, t_c^{max}]^{n_z} \\ \mathbf{t}_s \in t_{ply} \times \llbracket n^* - 1; n^* + 1 \rrbracket^{n_z} \end{cases}, \end{aligned} \quad (3.7)$$

avec  $\mathbf{n}^*$  et  $\boldsymbol{\theta}^*$  solutions du problème 3.6. Le problème traité ici diffère de l'étape 1 par deux aspects. Premièrement, l'épaisseur des stratifiés est forcé à converger vers des valeurs discrètes correspondant à des nombres entiers de plis. Des contraintes additionnelles permettent de circonscrire un voisinage autour de la solution de l'étape 2. Ici les épaisseurs locales sont autorisées à varier de  $\pm 1$  pli autour de  $\mathbf{n}^*$ . Deuxièmement, l'évolution des propriétés homogénéisées du composite est maintenant paramétrée comme une fonction de l'épaisseur,  $f$ , construite à partir de la table de drapage issue de l'étape 2. Les variables se réduisent ainsi aux épaisseurs de l'âme  $\mathbf{t}_c$  et de la peau  $\mathbf{t}_s$ . Le résultat final décrit les distributions des épaisseurs, ainsi que les empilements et les éventuelles transitions d'épaisseur.

### Paramétrisation continue des propriétés élastiques macroscopiques des stratifiés

Les étapes 1 et 3 de la méthode reposent sur une paramétrisation continue de la rigidité macroscopique du stratifié. On utilise ici les *lamination parameters*, bien connus dans le cadre de la théorie classique des stratifiés, et dont nous ne rappelons ici que les principales équations. Pour un empilement donné, les *lamination parameters* sont définis de la façon suivante :

$$\begin{aligned} (V_1^A, V_2^A, V_3^A, V_4^A) &= \int_{-1/2}^{1/2} (\cos 2\theta(\bar{z}), \sin 2\theta(\bar{z}), \cos 4\theta(\bar{z}), \sin 4\theta(\bar{z})) d\bar{z}, \\ (V_1^B, V_2^B, V_3^B, V_4^B) &= 4 \int_{-1/2}^{1/2} \bar{z} (\cos 2\theta(\bar{z}), \sin 2\theta(\bar{z}), \cos 4\theta(\bar{z}), \sin 4\theta(\bar{z})) d\bar{z}, \\ (V_1^D, V_2^D, V_3^D, V_4^D) &= 12 \int_{-1/2}^{1/2} \bar{z}^2 (\cos 2\theta(\bar{z}), \sin 2\theta(\bar{z}), \cos 4\theta(\bar{z}), \sin 4\theta(\bar{z})) d\bar{z}, \end{aligned} \quad (3.8)$$

où les  $V_i^A = 1, \dots, 4$ , les  $V_i^B = 1, \dots, 4$  et les  $V_i^D = 1, \dots, 4$  sont respectivement les paramètres de membrane, les paramètres de couplage et les paramètres de flexion.  $\bar{z}$  correspond à la hauteur normalisée par l'épaisseur totale du stratifié  $t_s$ .  $\theta(\bar{z})$  correspond à l'orientation des plis dans l'épaisseur du

stratifié. Remarquons que les orientations sont constantes pour chaque pli, donc constantes par morceau dans l'épaisseur du stratifié ce qui permet de remplacer l'intégration dans l'épaisseur par une sommation sur les plis.

Les *lamination parameters* sont liées aux matrices de rigidité macroscopique du stratifié  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$  et  $\mathbf{D}$  par les relations linéaires suivantes :

$$\begin{aligned}\mathbf{A} &= t_s (\mathbf{\Gamma}_0 + \mathbf{\Gamma}_1 V_1^A + \mathbf{\Gamma}_2 V_2^A + \mathbf{\Gamma}_3 V_3^A + \mathbf{\Gamma}_4 V_4^A), \\ \mathbf{B} &= \frac{t_s^2}{4} (\mathbf{\Gamma}_0 + \mathbf{\Gamma}_1 V_1^B + \mathbf{\Gamma}_2 V_2^B + \mathbf{\Gamma}_3 V_3^B + \mathbf{\Gamma}_4 V_4^B), \\ \mathbf{D} &= \frac{t_s^3}{12} (\mathbf{\Gamma}_0 + \mathbf{\Gamma}_1 V_1^D + \mathbf{\Gamma}_2 V_2^D + \mathbf{\Gamma}_3 V_3^D + \mathbf{\Gamma}_4 V_4^D),\end{aligned}\quad (3.9)$$

où les  $\mathbf{\Gamma}_{i=0\dots 4}$  sont complètement définis par les propriétés élastiques du pli de base dans son repère d'orthotropie. Les relations 3.9 sont aisément inversibles et on peut donc de façon équivalente décrire le comportement élastique de la structure par des matrices de rigidité ou des *lamination parameters*. A contrario, la relation entre les empilements et les *lamination parameters* n'est pas inversible. Si un empilement donné correspond à un unique jeu de *lamination parameters*, un jeu de *lamination parameters* peut quant à lui correspondre à un ou plusieurs empilements.

### Paramétrisation continue des composites sandwichs symétriques

La théorie classique des stratifiés s'avère souvent suffisante pour le prédimensionnement de structures stratifiées monolithiques. Pour plus de précision dans la description du flambage ou pour des stratifiés sandwichs, plus épais, il devient nécessaire de tenir compte des cisaillements transverses. La *First order Shear Deformation Theory* (FSDT) introduit la matrice de rigidité  $\mathbf{F}$  pour décrire la relation entre les efforts tranchants  $T$  et les déformations de cisaillement transverse  $\gamma$  pour un stratifié monolithique. Dans ce cadre, le comportement du stratifié sandwich peut être décrit de la façon suivante, en considérant l'âme comme pli central d'un stratifié symétrique :

$$\begin{aligned}A_{ij} &= 2A_{ij}^{(s)} + t_c Q_{ij}^{(c)}, \\ B_{ij} &= 0, \\ D_{ij} &= \frac{1}{2} A_{ij}^{(s)} \left[ (t_s + t_c)^2 + \frac{t_s^2}{3} \right] + Q_{ij}^{(c)} \frac{t_c^3}{12}, \\ F_{ij} &= 2F_{ij}^{(s)} + t_c G_{ij}^{(c)},\end{aligned}\quad (3.10)$$

où les  $A_{ij}^{(s)}$  correspondent aux propriétés de membrane de la peau seule, les  $Q_{ij}^{(c)}$  sont les composantes de la matrice de rigidité réduite du matériau de l'âme et les  $G_{ij}^{(c)}$  sont les modules de rigidité de cisaillement transverse de l'âme. La matrice de rigidité de cisaillement transverse peut s'écrire sous la forme :

$$\mathbf{F} = t (\mathbf{\Gamma}_5 + \mathbf{\Gamma}_6 V_1^A + \mathbf{\Gamma}_7 V_2^A), \quad (3.11)$$

où les matrices  $\mathbf{\Gamma}_{i=5\dots 7}$  sont fonctions des rigidités de cisaillement transverse du pli :

$$\begin{aligned}\mathbf{\Gamma}_5 &= \frac{1}{2} (G_{13} + G_{23}) \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{\Gamma}_6 &= \frac{1}{2} (G_{23} - G_{13}) \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{\Gamma}_7 &= \frac{1}{2} (G_{13} - G_{23}) \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix},\end{aligned}\quad (3.12)$$

Pour un couple de matériaux figé pour la peau et l'âme, il est donc possible dans le cadre de la FSDT de paramétrer complètement le comportement élastique du sandwich à partir des seuls *lamination parameters* de membrane de la peau et des épaisseurs  $t_s$  et  $t_c$ .

En pratique, l'expression 3.11 fournit une description continue par morceau des cisaillements transverses qui est notoirement insuffisante. De très nombreuses corrections ont été proposées dans la littérature [Reddy, 2004]. Le calcul des rigidités de cisaillement transverses dans les codes EF commerciaux reposent sur des méthodes complexes permettant de capturer l'influence de l'ordre d'empilement et, dans le cas des sandwichs, du ratio  $t_s/t_c$ . Les *lamination parameters* de membrane ne peuvent suffire à capturer la dépendance à l'ordre d'empilement. Dans ces travaux, nous avons choisi d'approximer les relations entre les 8 *lamination parameters* de membrane et de flexion et les 3 composantes de la matrice de rigidité transverse par des réseaux de neurones indépendants. L'apprentissage de ces métamodèles a été réalisé en utilisant le module d'homogénéisation de MSC Nastran comme référence, puis validé a posteriori pour OptiStruct.

#### D'une paramétrisation continue vers une description pli à pli

La cohérence globale de la méthode proposée dépend de la cohérence entre les représentations continues et pli à pli du composite. Il s'agit tout d'abord de s'assurer que les *lamination parameters* évoluent dans le domaine réalisable par des stratifiés (noté  $V$  dans le problème 3.5). Le domaine réalisable pour les *lamination parameters* de membrane est défini par le système d'inégalité suivant [Hammer et al., 1997] :

$$\begin{aligned} 2(V_1^A)^2(1 - V_3^A) + 2(V_2^A)^2(1 + V_2^A) + (V_3^A)^2 + (V_4^A)^2 - 4V_1^AV_2^AV_4^A &\leq 1, \\ (V_1^A)^2 + (V_2^A)^2 &\leq 1, \\ -1 \leq V_i^A &\leq 1 \quad (i = 1, \dots, 4). \end{aligned} \quad (3.13)$$

Le domaine des *lamination parameters* de flexion est défini de façon analogue. Ces deux domaines sont toutefois fortement couplés. Les inégalités présentées par Diaconu et Sekine [Diaconu and Sekine, 2004] permettent d'approcher efficacement ce domaine pour les stratifiés découplés ( $\mathbf{B} = \mathbf{0}$ ). Remarquons toutefois que la détermination des équations exactes du domaine couplé reste aujourd'hui un problème ouvert.

Il s'agit ensuite de retranscrire au mieux l'influence des règles métier  $q_i$  imposée lors de l'étape d'optimisation discrète sur le domaine de variation des variables du problème continu. Les inégalité  $q'_i$  du problème 3.5 correspondent à la reformulation continue de certaines règles, ainsi par exemple, l'équilibre des stratifiés implique que  $V_2^A = V_4^A = 0$ . La contrainte de *blending* peut quant à elle être reformulée comme une variation maximale des variables de l'étape 1 entre panneaux connectés [Macquart et al., 2016; Picchi Scardaoni et al., 2020].

La cohérence de l'étape 3 avec les étapes d'optimisation précédente repose sur l'interprétation de la table de drapage, intrinsèquement discrète, comme une relation continue entre rigidité macroscopique et épaisseur. Cette interprétation est en fait relativement immédiate, dans la mesure où elle peut être obtenue en faisant varier de 0 à  $t_{ply}$  l'épaisseur de chaque pli nouvellement introduit dans la table. Les empilement étant connus, le comportement élastique macroscopique du stratifié est entièrement déterminé. La figure 3.7 illustre l'évolution des *lamination parameters* de membrane définie par la table de drapage présentée en figure 3.2.

#### Prise en compte de critères de rupture

Les critères de rupture adaptés aux stratifiés sont formulés à l'échelle du pli. Assurer la cohérence d'ensemble de la démarche suppose de formuler un critère cohérent à l'échelle macroscopique. IJsselmuiden *et al.* [IJsselmuiden et al., 2008] établissent pour le critère de Tsai-Wu une enveloppe de rupture minimale formulée sur les déformations macroscopiques planes. En effet, pour un chargement de membrane, tous les plis du stratifié partagent les mêmes déformations macroscopiques planes. Il est donc possible d'explicitier le critère de Tsai-Wu comme une fonction de l'orientation du pli et des déformations macroscopiques. Une étape d'élimination de la variable angulaire permet d'obtenir les équations de l'enveloppe minimale du critère, valable quelle que soit l'orientation du pli. Cette étape d'élimination est délicate et potentiellement difficile à reproduire pour des critères de rupture plus riches. Par contre, on peut facilement échantillonner



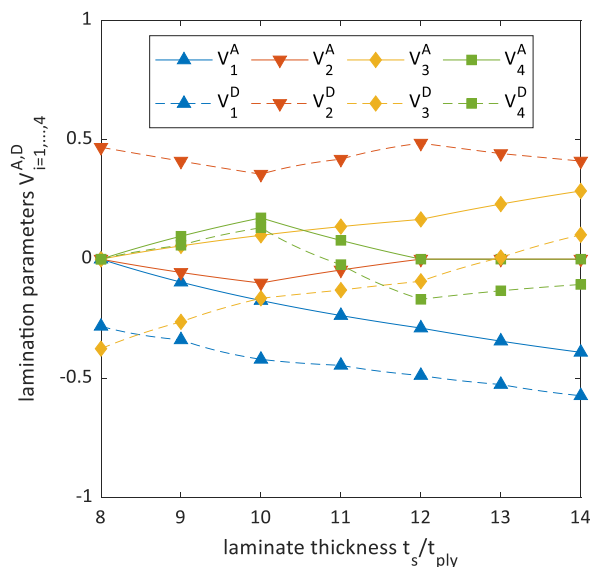


FIGURE 3.7 – Interprétation continue de la table de drapage présentée en figure 3.2. Évolution des *lamination parameters* de membrane en fonction de l'épaisseur du stratifié.

numériquement la surface de l'enveloppe minimale pour n'importe quel critère de rupture plan. Il est ensuite possible d'approcher cette enveloppe par une surface simple, par exemple un ellipsoïde inscrit ou circonscrit selon le niveau de conservatisme désiré, dont l'équation sera utilisée comme critère de rupture pour l'étape d'optimisation continue. La figure 3.8 illustre l'enveloppe minimale obtenue avec le critère de Tsai-Wu et l'enveloppe correspondant au critère de Tsai-Hill modifié à laquelle on a superposé une représentation filaire de l'ellipse de volume minimale circonscrite. Il est intéressant de constater sur la figure que les enveloppes minimales préservent une partie des caractéristiques des critères qui leurs sont associés. En particulier, le critère de Tsai-Wu est beaucoup moins conservatif en bi-compression que le Tsai-Hill modifié.

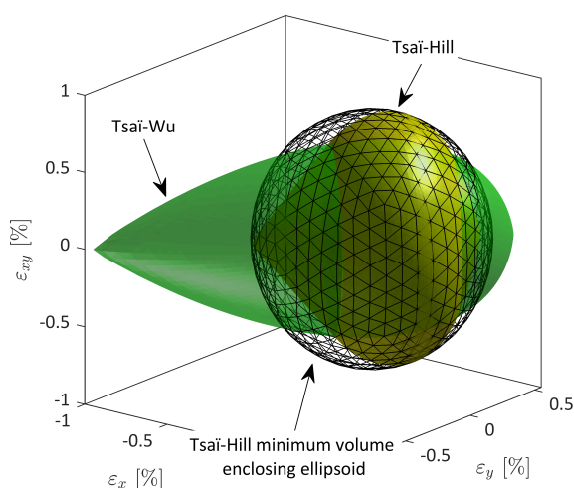


FIGURE 3.8 – Enveloppes minimales de rupture représentées dans l'espace des contraintes planes macroscopiques pour le critère de Tsai-Wu et le critère de Tsai-Hill modifié. Vue filaire de l'ellipse de volume minimale circonscrite à l'enveloppe associée au critère de Tsai-Hill modifié.

### 3.4.2 Améliorer la cohérence entre optimisation continue et optimisation discrète

La technique présentée au paragraphe précédent pour restaurer la faisabilité des solutions repose sur l'usage de tables de drapage et n'a donc pas une portée générale. De plus, si la faisabilité de la solution s'avère difficile à restaurer, cette méthode peut conduire à des surpoids importants,

voire échouer si le voisinage prescrit autour de la distribution  $n^*$  est trop réduit. L'absence de prise en compte des redistributions de charge engendrées par les variations des propriétés de membrane explique en partie ces difficultés. Toutefois, de façon plus fondamentale, rien ne garantit que l'optimum du problème continu et l'optimum du problème discret se correspondent. Afin de remédier à ce problème et gagner en généralité dans la méthode, nous proposons dans [Irisarri et al., 2011a; Meddaikar et al., 2017] de cibler lors de l'optimisation discrète la solution optimale continue dans l'espace des performances plutôt que dans l'espace des rigidités.

Il s'agit ici de remplacer les étapes 2 et 3 d'optimisation présentées précédemment par le problème d'optimisation suivant :

$$\begin{aligned} & \min_{\{(\theta), \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s\}} \tilde{m}(\mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \\ \text{tel que : } & \begin{cases} \tilde{g}_j((\theta), \mathbf{t}_c, \mathbf{t}_s) \leq 0 \text{ avec } j = 1, \dots, J \\ q_l(\theta) \leq 0 \text{ avec } l = 1, \dots, L, \\ \boldsymbol{\theta} \in \Theta \\ \mathbf{t}_c \in [t_c^{\min}, t_c^{\max}]^{n_z} \\ \mathbf{t}_s \in t_{ply} \times [n_{\min}; n_{\max}]^{n_z} \end{cases}, \end{aligned} \quad (3.14)$$

où  $\tilde{m}$  et  $\tilde{g}_j$  représentent respectivement des approximations de la masse et des contraintes d'optimisation. Il ne s'agit pas ici d'approcher précisément les grandeurs d'intérêt sur l'ensemble de l'espace de recherche, mais de construire une approximation à la fois parcimonieuse, susceptible de guider la recherche vers la solution cible et aussi précise que possible pour les contraintes actives à proximité de celle-ci. Pour ce faire, une méthode de Shepard modifiée est proposée dans [Irisarri et al., 2011a]. La méthode de Shepard est une méthode d'interpolation globale par pondération inverse à la distance. Connaissant la valeur de la fonction  $f$  à approcher en un ensemble de points  $\mathbf{x}^{(p)}$  ( $p = 1, \dots, P$ ), la méthode permet de construire une approximation  $\tilde{f}$  de  $f$  en n'importe quel autre point par une somme pondérée des valeurs connues.

$$\tilde{f}(\mathbf{x}) = \frac{\sum_{p=1}^P w_p(\mathbf{x}) f(\mathbf{x}^{(p)})}{\sum_{p=1}^P w_i(\mathbf{x})}, \quad \forall \mathbf{x} \in X, \quad (3.15)$$

où les pondérations  $w_p(\mathbf{x})$  correspondent à l'inverse du carré de la distance au point  $p$  :

$$w_p(\mathbf{x}) = \frac{1}{d(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(p)})^2}. \quad (3.16)$$

De nombreuses versions généralisées de la méthode de Shepard existent, qui consistent à enrichir l'approximation en construisant un interpolant global à partir d'interpolants locaux  $f_p$  (c'est-à-dire des fonctions d'interpolation construites à partir de données locales au point  $\mathbf{x}_p$ ). L'équation 3.15 devient ainsi :

$$\tilde{f}(\mathbf{x}) = \frac{\sum_{p=1}^P w_p(\mathbf{x}) f_p}{\sum_{p=1}^P w_i(\mathbf{x})}, \quad \forall \mathbf{x} \in X, \quad (3.17)$$

La modification proposée réside dans le choix de l'interpolant local  $f_p$  et de la distance  $d$ .

Le choix de l'interpolant s'est porté sur la fonction d'approximation développée par IJsselmuiden *et al.* [IJsselmuiden, 2011] pour l'optimisation continue de stratifiés de rigidité variable.

$$f_p = \sum_{i=1}^{n_z} (\Psi_i^m : \mathbf{A}_i + \Psi_i^f : \mathbf{D}_i + \Phi_i^m : \mathbf{A}_i^{-1} + \Phi_i^f : \mathbf{D}_i^{-1} + \alpha_i t_i) + C_0, \quad (3.18)$$

où  $n_z$  correspond au nombre de régions à optimiser,  $\mathbf{A}_i$  et  $\mathbf{D}_i$  sont les matrices de rigidité de membrane et de flexion de la région  $i$ . Les termes  $\Psi^m$ ,  $\Psi^b$ ,  $\Phi^m$  et  $\Phi^b$  correspondent respectivement

à la sensibilité de la réponse par rapport aux matrices de membrane et de flexion et à leurs inverses. Les termes d'approximation linéaires  $\Psi$  et réciproques  $\Phi$  sont obtenus par une analyse de sensibilité au point  $\mathbf{x}_p$  où est construite l'approximation. Les exposants  $m$  et  $f$  renvoient respectivement aux sensibilités par rapport au comportement de membrane ou de flexion. Le terme  $\alpha_i$  représente la sensibilité de  $f$  par rapport à l'épaisseur  $t_i$ . L'opérateur ":" correspond quant à lui à la trace du produit matriciel. Dans les travaux d'IJsselmuiden *et al.*, l'expression 3.18 est utilisée dans le cadre d'une approche de résolution du problème d'optimisation structurale basée sur la résolution d'une succession de problèmes approchés convexes. L'approche proposée ici transpose cette logique à la phase de restitution des empilements. Chaque appel à l'algorithme évolutionnaire fournit une solution qui, après vérification de ses performances par un calcul de structure, constitue un point d'apprentissage additionnel, jusqu'à stabilisation des performances des solutions trouvées.

La relation 3.9 établit implicitement une pondération des influences respectives des *lamination parameters* sur la rigidité du stratifié et par voie de conséquence sur les performances de la structure. Or, cette pondération ne revêt pas de sens mécanique particulier, de sorte que caractériser la proximité entre deux stratifiés en termes de *lamination parameters* relève surtout d'une question de commodité. Puisque l'expression 3.18 permet d'approcher la réponse de la structure comme une fonction des matrices  $\mathbf{A}_i$  et  $\mathbf{D}_i$  et de leurs inverses, on propose de quantifier l'écart entre deux stratifiés directement à partir de leurs matrices de rigidité. Le raisonnement mécanique conduit à retrouver l'expression suivante, dans le cas de deux membranes  $\mathbf{A}_1$  et  $\mathbf{A}_2$  :

$$d_A(\mathbf{A}_1, \mathbf{A}_2) = 0.5 (\mathbf{A}_1^{-1} : \mathbf{A}_2 + \mathbf{A}_1 : \mathbf{A}_2^{-1} - tr(\mathbf{I})), \quad (3.19)$$

dans laquelle on reconnaît l'expression symétrisée de la divergence de Kullback-Leibler [Moakher, 2006].

Les développements présentés dans cette section et l'optimisation par table de drapage sont combinés dans [Meddaikar *et al.*, 2017]. La méthode résultante s'avère efficace pour l'optimisation de grands panneaux raidis monoblocs dont la subdivision en un nombre limité de zones de rigidité et épaisseur constantes est prédéfinie, comme par exemple des panneaux de voilure. La méthode d'approximation proposée s'avère en particulier efficace pour capturer les redistributions de charges au sein du panneau. Il est ainsi possible d'approcher directement les flux d'efforts vus par chaque zone. La méthode est donc compatible avec les approches de dimensionnement rapide de bureaux d'études, en permettant l'usage d'une large gamme de critères métiers basés sur la contrainte.

### 3.4.3 Des outils d'aide à la conception pour l'ingénieur

Les travaux présentés en section 3.4.1 ont été réalisés dans le cadre de deux collaborations orientées vers le développement d'outils. L'optimisation des stratifiés monolithiques a été mise en place avec le Cetim. Un prototype d'outil logiciel a été réalisé sous MATLAB, dans le but d'automatiser la mise en données des trois étapes d'optimisation et les transferts d'informations entre étapes. Les optimisations continues sont réalisées à l'aide du logiciel OptiStruct d'Altair. La première étape d'optimisation a ensuite été implémentée directement comme un module additionnel d'OptiStruct, le module QSD<sup>2</sup>. Je développe plus longuement l'aspect applicatif de ces travaux dans le chapitre 4.

La méthode a été étendue aux composites sandwichs pour l'étude de structures de lanceurs avec le CNES. Un prototype d'outil logiciel a été développé sous Python dans lequel les étapes d'optimisation continues peuvent être réalisées avec le logiciel MSC Nastran SOL 200 ou OptiStruct. L'outil a été appliqué à un exercice théorique de changement de configuration d'un SYLDA (système de lancement double Ariane). L'exercice consiste à minimiser la masse d'une version allongée du SYLDA, tout en assurant les spécifications de raideur, de tenue au flambement et de

2. <https://altairhyperworks.com/partner/qsds>

Étape d'optimisation	$m/m_0$	Violation maximale des contraintes (%)
Solution initiale	1,000	25,92
Étape 1 (continue)	0,890	0,00
Étape 2 (discrète)	0,892	14,97
Étape 3 (continue)	0,951	0,00

TABLEAU 3.2 – Synthèse des résultats obtenus pour la minimisation de la masse de la structure du SYLDA.

résistance des composites. Ces critères sont évalués à partir d'un modèle EF du SYLDA comprenant des super-éléments représentatifs du lanceur et de la coiffe pour l'introduction des efforts. La solution initiale hérite des matériaux et empilements d'une version courte du SYLDA, qui ne lui permette pas de tenir les contraintes du problème. Le SYLDA est divisé en 180 régions regroupées en 3 sous-structures monoblocs. Les variables correspondent aux épaisseurs locales des peaux et de l'âme (uniforme pour chaque sous-structure) et aux empilements des peaux. La figure 3.9 illustre le résultat de l'étape 1. On distingue clairement deux zones de surépaisseur des peaux, diamétralement opposées, situées à la verticale des points d'introduction des efforts des boosters. La Table 3.2 résume l'évolution de la solution au fil des étapes de restitution des empilements et de restauration de la faisabilité.

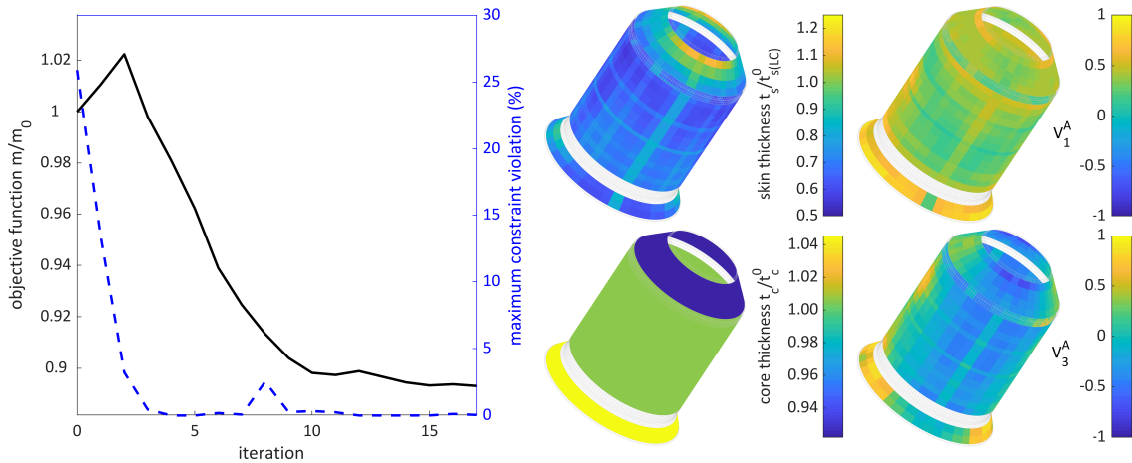


FIGURE 3.9 – Convergence de l'optimisation continue en *lamination parameters* et épaisseurs et distributions optimales des variables.

Paradoxalement, si les premiers travaux sur la méthode de Shepard modifiée sont plus anciens, ils n'ont pas été intégrés à nos outils à ce jour, ce qui pourrait faire l'objet de prochains travaux. La principale difficulté réside dans le calcul des termes linéaires  $\Psi$  et réciproques  $\Phi$  avec Nastran ou OptiStruct. Nous avons toutefois pu montrer dans [Meddaikar et al., 2017] le potentiel d'amélioration de la méthode proposée par rapport à une approche de *stiffness matching* classique (correspondant aux seules étapes 1 et 2 en figure 3.6) sur un cas-test semi-analytique constitué d'un panneau raidi carbone / époxy subdivisé en  $4 \times 6$  régions, encastré sur un bord et chargé ponctuellement en une extrémité du bord opposé (voir figure 3.10.a). L'optimisation vise à minimiser la masse totale du panneau avec des contraintes de résistance et de flambement exprimées sur chaque région. La distribution des charges entre régions est estimée par un calcul EF global et les contraintes sont évaluées pour chaque région par des modèles analytiques basés sur les contraintes locales.

La table 3.3 présente de façon synthétique les performances calculées pour l'optimum continu et pour trois solutions discrètes (toutes calculées à partir de cette même solution continue). La méthode dite de *closest stiffness* consiste à minimiser dans l'espace des *lamination parameters* la distance euclidienne entre la solution continue et la solution discrète. Cette méthode conduit

Méthode	Objectif	Contrainte critique
Étape 1. Optimisation continue	1,000	1,000
Étape 2. AE + Shepard	1,097	1,010
Étape 2. Closest stiffness	0,984	1,164
Étape 2. Eigen stiffness	1,597	1,278

TABLEAU 3.3 – Comparaison des résultats obtenus en ciblant les performances de la solution continue (AE + Shepard) et deux techniques de *stiffness matching*.

à la solution la plus légère, mais celle-ci s'avère largement infaisable après vérification. Dans la méthode dite d'*eigen stiffness*, on impose que la solution discrète soit plus rigide que la solution continue. On obtient logiquement une solution réalisable, mais au prix d'une lourde pénalité en masse. La solution faisable la plus légère est obtenue en ciblant directement les performances de la solution optimale. 9 itérations sur l'étape 2, soit 9 analyses EF seulement, ont été nécessaires dans ce cas. La figure 3.6 illustre pour une région les différences de rigidité entre solutions. La meilleure solution discrète s'avère assez éloignée de la solution continue en raison de la redistribution des charges entre régions.

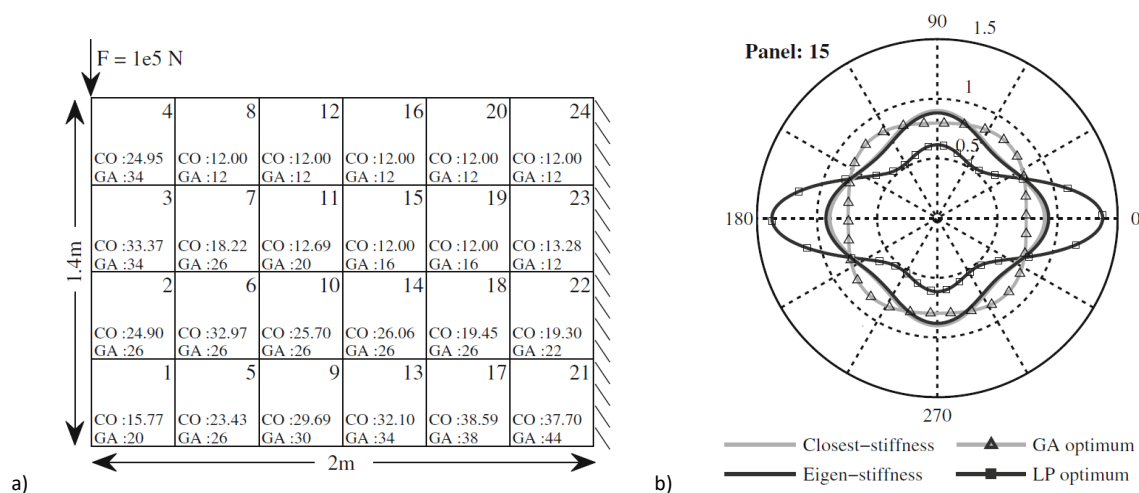


FIGURE 3.10 – a) Vue générale du cas-test et comparaison entre les distributions d'épaisseur (rapportées à l'épaisseur du pli) obtenues à l'issue de l'optimisation continue (CO) et de l'optimisation discrète (GA). b) Focus sur la région 15. Diagramme polaire du module apparent  $E_{xx}$ , rapporté au module de la solution quasi-isotrope. Comparaison de la solution continue et des solutions discrètes obtenues par la méthode proposée (GA), et deux méthodes de *stiffness matching*.

### 3.5 Optimisation topologique simultanée en densité et anisotropie

Tous les travaux présentés jusqu'ici présupposent que la forme de la structure est prédéfinie et figée, ainsi que son éventuel partitionnement en régions d'épaisseur uniforme. Ces hypothèses de travail sont pertinentes pour le développement de méthodes de conception destinées aux grandes structures aéronautiques, telles que des panneaux de voilure, pour lesquelles la forme extérieure est pilotée par des considérations aérodynamiques et la subdivision en régions de design découle d'une démarche de conception séquentielle du global au local. Toutefois, ce cadre de travail reste très restrictif. De nombreuses applications des composites en ingénierie offrent un cadre de conception moins contraint, en particulier pour des pièces de plus petites dimensions. De plus, le développement des procédés de fabrication additive composite ouvre de nouvelles possibilités en matière de forme générale des pièces, mais aussi de positionnement des fibres dans les pièces.

J'ai abordé une première fois la question de l'optimisation du partitionnement de la structure

dans le cadre de mes travaux avec le Cetim. La méthode proposée dans [Irisarri et al., 2019] repose sur l'usage d'un algorithme de partitionnement appliqué au résultat de l'optimisation continue en *lamination parameters*. Cette solution très pragmatique présente l'avantage de s'intégrer sans modification majeure dans la démarche multiniveau présentée précédemment. J'ai abordé une seconde fois cette question dans le cadre du programme FP7 CANAL. Cette fois, la méthode proposée combine optimisation de l'anisotropie en *lamination parameters* et optimisation topologique en densité de la forme de chaque pli dans le stratifié. [Irisarri et al., 2016] Nous avons ainsi pu démontrer numériquement puis expérimentalement le potentiel de stratifiés combinant arrêts et reprises de plis et trajectoires curvilignes des fibres dans les plis. Je reviens plus en détails sur ces travaux et leurs applications en section 4.2.1 et 4.2.3 respectivement.

Les travaux précédents couvrent une large gamme de problèmes d'optimisations incluant des problèmes de *constant-stiffness design*, *laminare blending*, *variable-stiffness design* et *variable-thickness and variable-stiffness design*, pour reprendre la terminologie anglo-saxonne. Ces travaux trouvent leur prolongement logique dans l'optimisation topologique. Dans le cadre de la thèse de Narindra Ranaivomiarana je me suis ainsi intéressé à la question de la détermination de la forme optimale d'une structure composite. Ces travaux s'inscrivent dans le cadre d'une démarche d'optimisation en deux étapes. Nous nous sommes focalisés sur la première étape d'optimisation, dans le but de déterminer simultanément la forme de la structure et la distribution d'anisotropie optimale à l'échelle macroscopique. Nos travaux ont essentiellement porté sur le choix d'une paramétrisation efficace de l'anisotropie du matériau à intégrer en tant que variables d'optimisation additionnelles dans une optimisation topologique en densité classique.

Pour ce faire, nous nous sommes fixés comme cadre de travail la paramétrisation SIMP pour la distribution de densité de matière. Un exposant  $p$  est utilisé pour forcer la variable de densité  $\rho(x)$  à converger vers 0 (absence de matière) ou 1 (présence de matière) dans l'expression du tenseur de rigidité local  $\underline{\underline{C}}(x)$  au point  $x$  du domaine  $\Omega$  :

$$\underline{\underline{C}}(x) = \rho(x)^p \underline{\underline{C}}_0, \quad (3.20)$$

avec  $\underline{\underline{C}}_0$  le tenseur de rigidité du matériau. En pratique, la densité se voit attribuer une borne inférieure  $\rho_{min}$  pour éviter les problèmes numériques. Le problème en densité est convexe pour  $p = 1$  mais devient multimodal pour des valeurs supérieures. La valeur du paramètre  $p$  évolue au cours de l'optimisation dans le cadre d'une stratégie dite "de continuation" pour forcer la solution à converger progressivement vers un design "noir et blanc".

Nous avons utilisé l'algorithme des directions alternées pour la minimisation de la compliance de la structure pour une fraction volumique de matière fixée. Cet algorithme, apparenté aux méthodes de critères d'optimalité, présente l'avantage de la simplicité et d'un faible coût de calcul. L'algorithme alterne entre minimisations globales, en pratique des analyses en contraintes par EF, et minimisations locales à contraintes fixées. Les calculs de sensibilité sont réalisés au niveau local, de façon analytique et en amont de l'optimisation. Le coût de calcul est donc uniquement lié aux analyses EF et le nombre d'itérations nécessaires pour converger. La convergence de la méthode est démontrée. Toutefois cette approche est limitée à la minimisation de la compliance.

Nous avons procédé en deux phases pour ces travaux. La première a été consacrée à l'optimisation structurale en deux dimensions, dans le cas des matériaux orthotropes. Nous avons choisi la méthode polaire pour paramétrer le tenseur de rigidité réduite du matériau. Les relations entre composantes polaires ( $T_0, T_1, R_0, R_1, \Phi_0$  et  $\Phi_1$ ) et composantes cartésiennes du tenseur sont les suivantes :

$$\begin{aligned} Q_{1111} &= T_0 + 2T_1 + R_0 \cos 4\Phi_0 + 4R_1 \cos 2\Phi_1, \\ Q_{1122} &= -T_0 + 2T_1 - R_0 \cos 4\Phi_0, \\ Q_{1112} &= R_0 \sin 4\Phi_0 + 2R_1 \sin 2\Phi_1, \\ Q_{2222} &= T_0 + 2T_1 + R_0 \cos 4\Phi_0 - 4R_1 \cos 2\Phi_1, \\ Q_{2212} &= -R_0 \sin 4\Phi_0 + 2R_1 \sin 2\Phi_1, \\ Q_{1212} &= T_0 - R_0 \cos \Phi_0. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Les grandeurs  $T_0$ ,  $T_1$ ,  $R_0$ ,  $R_1$  et  $\Phi_0 - \Phi_1$  sont invariantes par rotation. Les composantes  $T_0$  et  $T_1$  décrivent la partie isotrope du comportement et sont fixées préalablement à l'optimisation (dans le cas de stratifiés, elles correspondent au pli de base). Pour les matériaux orthotropes,  $\Phi_0 - \Phi_1 = K\pi/4$ , avec  $K = 0$  ou  $K = 1$ . L'optimisation porte ainsi sur la partie anisotrope du comportement, paramétrée par  $R_0$ ,  $R_1$  et  $\Phi_1$ , qui définit la direction principale d'orthotropie. L'espace de recherche est borné par les contraintes thermodynamiques associées à la définie positivité du tenseur de rigidité [Vannucci, 2005] :

$$\begin{cases} T_0 > 0 \\ T_1 > 0 \\ T_0 > R_0 \\ T_0 T_1 > R_1^2 \\ T_1(T_0^2 - R_0^2) > 2R_1^2(T_0 - R_0 \cos 4(\Phi_0 - \Phi_1)) \end{cases} \quad (3.22)$$

Ce faisant, nous avons délibérément choisi un espace de recherche qui englobe le domaine réalisable par des stratifiés.

Le problème de minimisation de la compliance, pour des déplacements imposés nuls, est reformulé comme un problème de double minimisation de l'énergie élastique. Le problème d'optimisation traité s'écrit ainsi sous la forme :

$$\begin{aligned} & \min_{\underline{\tau}^{SA}} \int_{\Omega} \min_{\{\rho, R_0, R_1, \Phi_1\}} \underline{\tau} : \underline{C}^{-1} : \underline{\tau} dV \\ \text{tel que : } & \begin{cases} \int_{\Omega} \rho(x) dx = V_0 \\ \rho \in [\rho_{min}, 1] \\ T_0 > R_0 \\ T_0 T_1 > R_1^2 \\ T_1(T_0^2 - R_0^2) > 2R_1^2(T_0 - R_0 \cos 4(\Phi_0 - \Phi_1)) \\ \Phi_0 - \Phi_1 = K\frac{\pi}{4} (K = 0, 1) \end{cases} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Les variables d'anisotropie et la densité étant indépendantes, la minimisation locale est effectuée en deux étapes successives en chaque point du domaine. La minimisation de l'énergie complémentaire par rapport aux variables d'anisotropie est réalisée de manière analytique. Les valeurs optimales des paramètres polaires du matériau dépendent du tenseur des contraintes et du cas d'orthotropie. La minimisation est effectuée pour les deux cas d'orthotropie ( $K = 0$  et  $K = 1$ ) avant de choisir celui qui minimise la contribution de l'élément à la compliance globale. Les valeurs optimales  $R_0^*$ ,  $R_1^*$ ,  $\Phi_1^*$  compte tenu des contraintes thermodynamiques sont issues de [Julien, 2010]. La direction principale d'orthotropie  $\Phi_1^*$  s'aligne avec la direction de la plus grande contrainte principale en valeur absolue.  $R_1^*$  est parfaitement déterminé, par contre  $R_0^*$  peut varier dans une plage de valeurs optimales sous certains états locaux de contraintes. La minimisation en densité est effectuée dans un second temps, en tenant compte de la contrainte de volume. Un filtre est appliqué sur la distribution de densité pour éviter les problèmes de damier. En introduisant une dimension minimale pour les membrures esquissées par l'optimisation, le filtre permet de plus de contrôler la dépendance au maillage du résultat. L'ensemble des résultats de la minimisation locale est reporté dans [Ranaivomiarana et al., 2019].

La figure 3.11 illustre l'influence du choix du matériau sur la forme optimale de la structure, à iso-masse, pour une poutre console encastée sur son bord gauche et sollicitée par un effort vertical au milieu du bord droit du domaine de conception. Les solutions isotrope en composite quasi-isotrope présentent la même forme et ne diffèrent que par leurs fractions volumiques de matière, proportionnelles à la masse volumique des matériaux. La raideur accrue de la solution composite découle uniquement de la rigidité spécifique supérieure du matériau. La solution unidirectionnelle exploite l'orientation du matériau pour rigidifier davantage la structure. La topologie est inchangée, mais la forme diffère. La quatrième solution exploite l'ensemble des degrés de liberté offerts par le matériau orthotrope dans le domaine thermodynamique. La topologie est cette fois radicalement différente. Le gain supplémentaire en compliance obtenu en exploitant les modules d'orthotropie est faible par rapport aux gains réalisés en exploitant les propriétés

spécifiques et l'orientation du matériau unidirectionnel. Ce résultat est toutefois attendu dans le cas de structures treillis auxquelles aboutit naturellement l'optimisation topologique en deux dimensions. En effet, dans la zone courante des membrures constitutives de la structure, la solution optimale consiste logiquement à aligner les fibres dans le sens long de la poutrelle. L'amélioration constatée provient des zones de jonction dans lesquelles le matériau est sollicité en cisaillement dans le repère global, c'est-à-dire en traction compression dans le repère principal des contraintes. L'optimisation conduit à rigidifier le matériau dans ces deux directions orthogonales (symétrie du carré), comme le montre la figure 3.12. Les solutions correspondantes sont situées sur la frontière du domaine thermodynamique correspondant à un module de cisaillement tendant vers 0. Les microstructures correspondantes sont inconnues et la solution a peu d'intérêt pratique, d'où la dénomination "matériau exotique" en figure 3.11. Une perspective immédiate de ce travail consiste à restreindre l'optimisation au domaine dit "géométrique" dans le formalisme polaire [Vannucci, 2013], correspondant aux comportements élastiques réalisables par des stratifiés. Domaine "élastique" (thermodynamiquement admissible) et domaine "géométrique" (des stratifiés) sont illustrés en figure 3.13, ainsi que l'évolution des modules de l'ingénieur sur le domaine élastique.

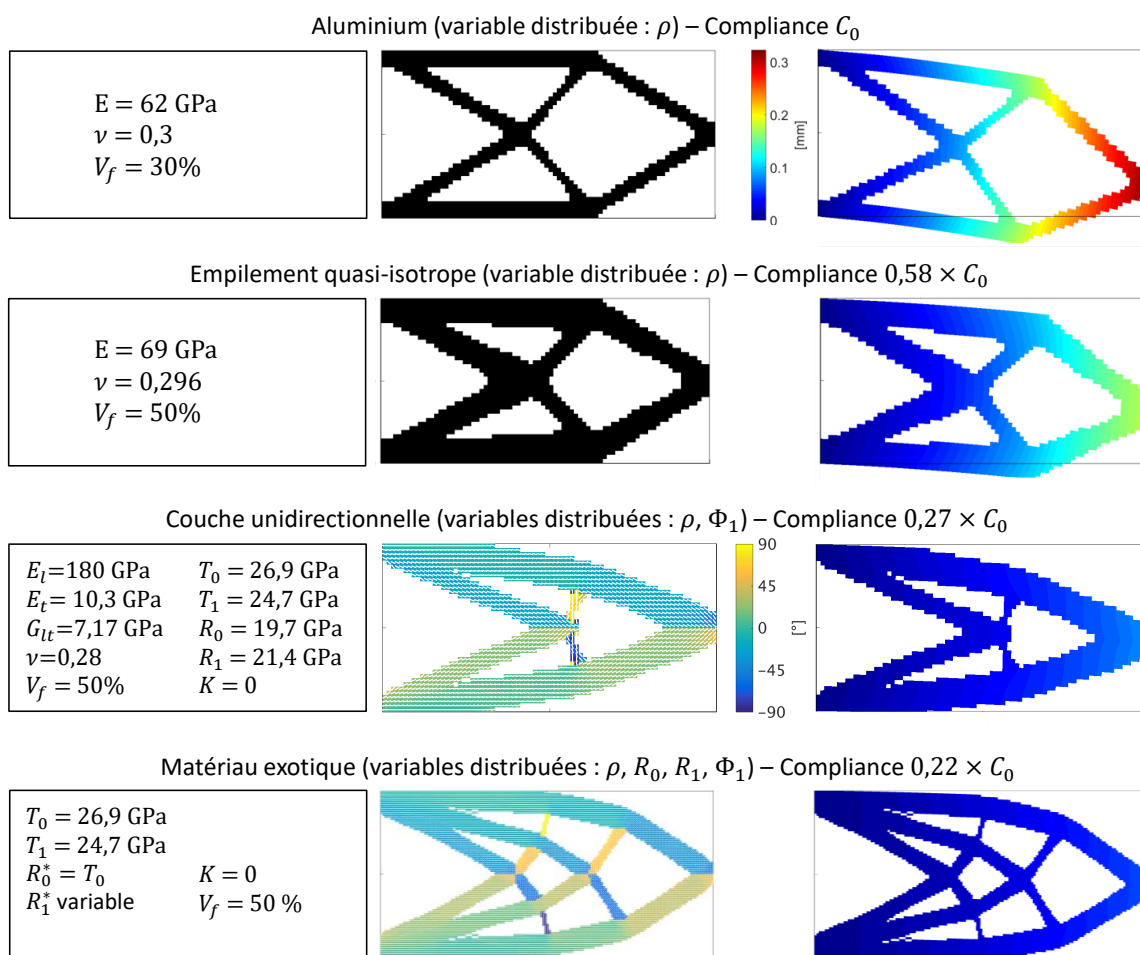


FIGURE 3.11 – Quatre solutions optimales à iso-masse. Influence de l'ajout progressif des variables descriptives de l'anisotropie du comportement élastique du matériau. La colonne centrale présente la distribution de matière, superposée à la distribution d'orientation du matériau pour les solutions anisotropes. La colonne de droite présente la déformée globale de la structure et la magnitude des déplacements. Les illustrations de même type partagent les mêmes légendes de couleurs.

Dans la seconde phase de ces travaux, nous avons mis en place une paramétrisation à base d'invariant tensoriels adaptée aux matériaux isotropes transverses en trois dimensions. Le matériau isotrope 3D peut être assimilé du point de vue des composites stratifiés à un matériau uni-



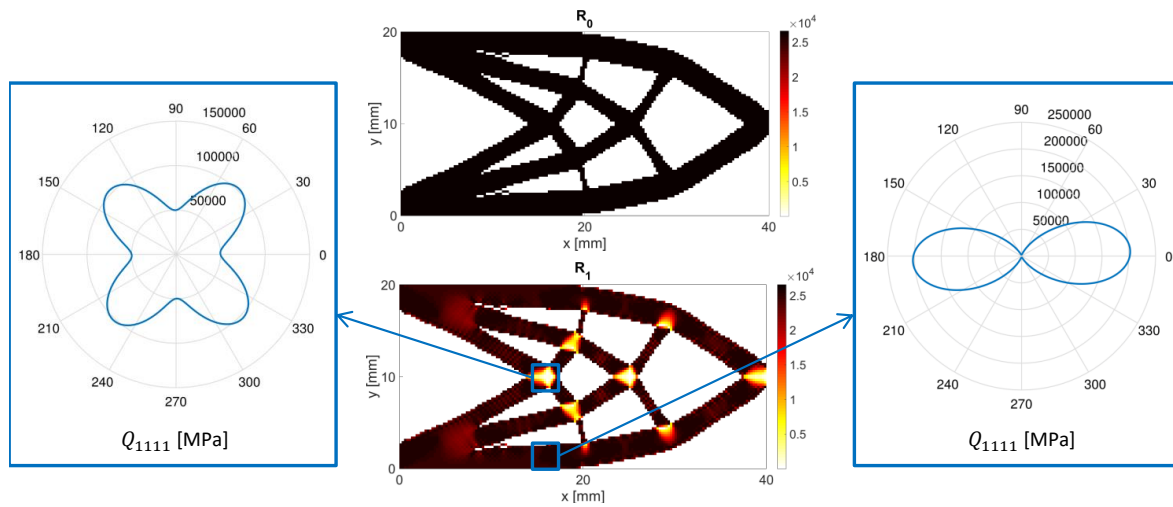


FIGURE 3.12 – Distribution optimale des paramètres polaires  $R_0^*$ ,  $R_1^*$  et pour la solution “exotique” en figure 3.11. Visualisation des polaires du terme  $Q_{1111}$  du tenseur de rigidité locale en deux lieux caractéristiques de la structure.

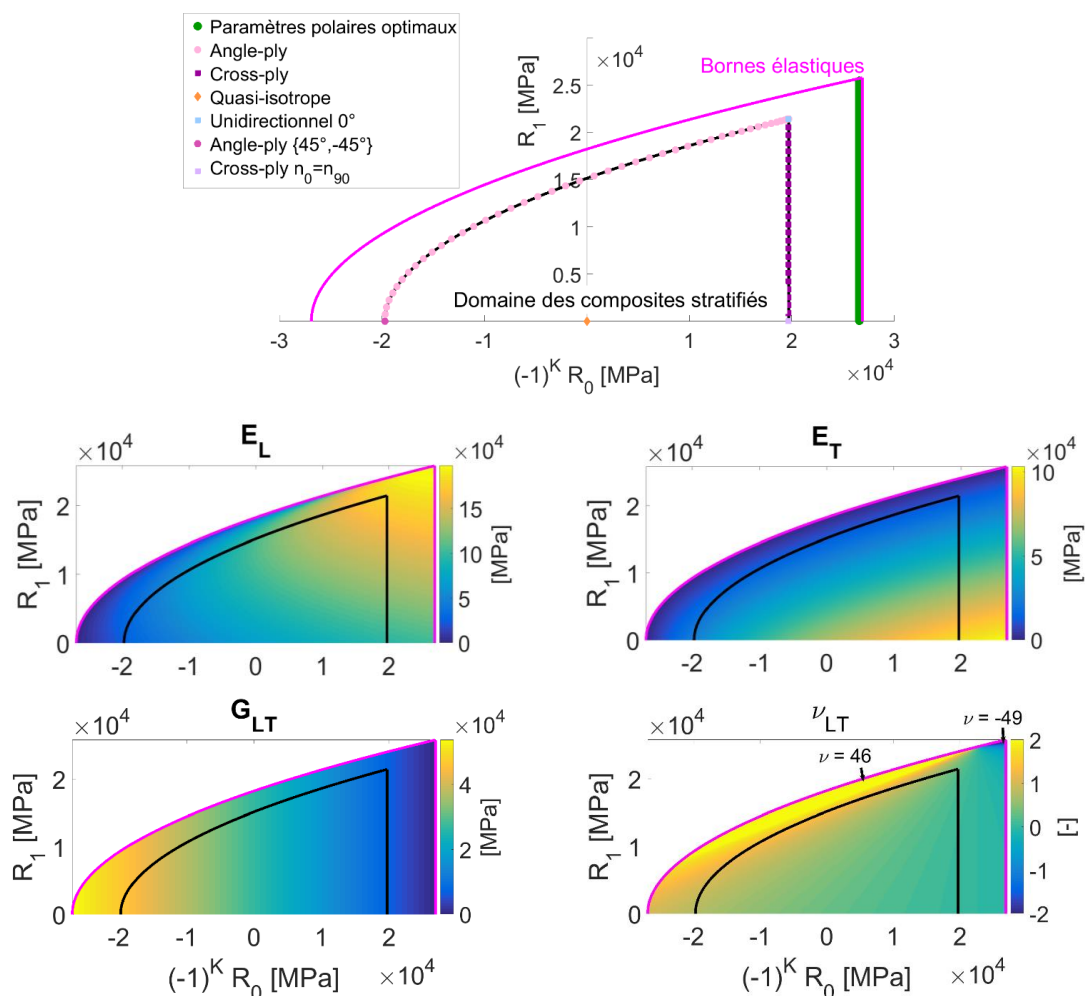


FIGURE 3.13 – Visualisation des domaines élastiques et géométriques. Évolution des modules de l'ingénieur sur le domaine élastique.

directionnel, ou à un matériau quasi-isotrope dans le plan orthogonal à la direction d'isotropie transverse. Ma contribution personnelle étant secondaire sur les aspects théoriques de ce travail, je me contenterai ici de renvoyer au manuscrit de thèse pour davantage de détails sur la paramétrisation à laquelle nous avons abouti [Ranaivomiarana, 2019]. J'ai essentiellement contribué à la mise en œuvre numérique de la méthode, que nous avons pu appliquer à un modèle EF détaillé du linteau d'une porte avant de fuselage, fourni par Stelia Aerospace. De façon générale, l'usage d'un matériau isotrope transverse 3D nous a permis de retrouver dans les plans contenant la direction d'isotropie transverse des résultats cohérents avec ceux obtenus pour les matériaux isotropes 2D. L'orientation optimale du matériau est cette fois-ci pilotée par le déviateur du tenseur principal des contraintes. De façon générale, les résultats obtenus en 3D confortent et étendent certaines observations que nous avons pu réaliser en 2D. Les topologies optimales obtenues avec des matériaux anisotropes sont généralement différentes des solutions isotropes (voir figure 3.14). Leur encombrement extérieur est souvent moindre. À iso-masse, là où les solutions isotropes esquissent des treillis tridimensionnels, les solutions anisotropes combinent plus souvent parties minces, apparentées à des voiles d'épaisseur variable, et parties massives.

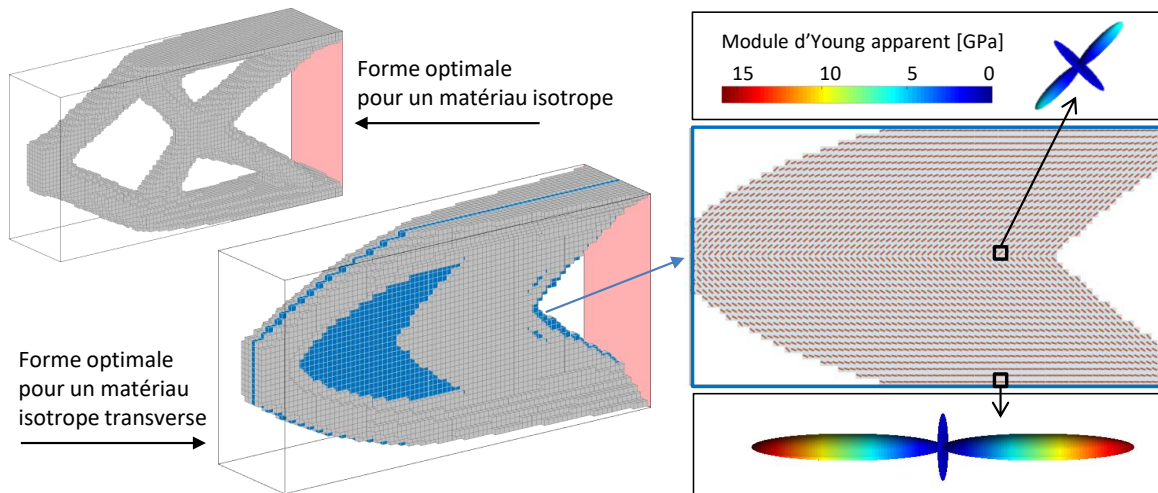


FIGURE 3.14 – Poutre cantilever 3D. Comparaisons des formes optimales pour un matériau isotrope et un matériau isotrope transverse. Distribution de la direction d'isotropie transverse dans le plan moyen de la structure (éléments colorés en bleu). Formes d'anisotropie en deux points caractéristiques de la structure.

### 3.6 Bilan

Ce chapitre résume mes principaux travaux en matière de développement de méthodes d'optimisation des structures composites stratifiées. Parmi ceux-ci, je retiens trois contributions principales.

J'ai développé un algorithme évolutionnaire multiobjectif spécialisé pour l'optimisation composite. Cette spécialisation passe principalement par le développement d'opérateurs génétiques dédiés. J'ai tout particulièrement travaillé à la prise en compte des recommandations usuelles de conception des empilements et la paramétrisation des tables de drapage. J'ai fait le choix d'intégrer ces règles métiers en restant au plus proche de leur formulation industrielle, dans le souci de me rapprocher au mieux des problématiques concrètes des bureaux d'études. La pertinence de ces règles et de leur formulation mériterait toutefois d'être remise en question. Il est par exemple évident que les règles de symétrie et d'équilibre ne sont pas des conditions nécessaires pour éviter des comportements couplés généralement indésirables. La réflexion la plus intéressante concerne pour moi les règles liées à la fissuration des stratifiés. De nombreuses questions se posent quant à leur adaptation aux nouveaux procédés de fabrication additive composite, en particulier dans le cas de trajectoires de fibres curvilignes. Il me semblerait utile aujourd'hui de réexaminer ces

règles pour leur donner une assise théorique plus solide, sur la base de simulations avancées et des campagnes de *virtual testing*.

Les algorithmes évolutionnaires sont par essence des méthodes coûteuses en temps de calcul et la combinatoire des empilements limite fortement le nombre de variables accessibles. Afin de traiter des problèmes de plus grande taille, je me suis approprié les démarches d'optimisation composite mult niveau de la littérature. J'ai contribué à étendre la méthode aux composites sandwichs et aux stratifiés d'épaisseur variable en intégrant à l'ensemble la restitution des tables de drapage. Plusieurs difficultés subsistent qui pénalisent la cohérence d'ensemble de la démarche et conduisent à l'obtention de solutions potentiellement sous-optimales et qui parfois échouent à satisfaire l'ensemble des contraintes d'optimisation. Dans la phase initiale d'optimisation continue, les frontières du domaine des propriétés de membrane, de flexion et de couplage ne sont que partiellement décrites. On ne peut donc garantir dans le cas général que la solution continue corresponde bien à un stratifié. La restitution discrète des empilements reste elle aussi imparfaite. Les approches de *stiffness matching* pâtissent directement du problème précédent. Elles sont, en outre, fondamentalement insatisfaisantes puisque rien ne garanti que l'optimum discret et l'optimum continu se correspondent, en particulier dans le cas de problèmes sous contraintes. Cibler la solution optimale continue dans l'espace des performances plutôt que dans l'espace des rigidités me paraît davantage prometteur. Néanmoins, approcher à moindre coût les performances de la structure lors de la phase de restitution des empilements reste un exercice délicat, en particulier pour les contraintes d'optimisation qui doivent être approchées de façon précise autour de leur seuil d'activation.

J'ai enfin élargi mon champ d'investigation à l'étude de l'influence de l'anisotropie du matériau sur la forme optimale de la structure. J'ai ainsi abordé l'optimisation topologique, d'abord pour la recherche de la disposition optimale des arrêts et reprises de plis dans des panneaux stratifiés d'épaisseur variable, puis dans le cas plus général de l'optimisation topologique de la forme et de l'anisotropie de structures aéronautiques. En particulier, j'ai participé au développement et à la mise en œuvre d'une paramétrisation de l'anisotropie basée sur l'usage d'invariants tensoriels, dans le cas des matériaux orthotropes en 2D et dans celui des matériaux isotropes transverses en 3D. Cette étude trouve son prolongement dans le cadre de la thèse de Lander Vertonghen, dans laquelle nous travaillons à prendre en compte des critères de résistance et de flambement dans l'optimisation, en basculant vers des méthodes à gradients (voir section 5.2.2). En parallèle, je m'intéresse aux méthodes d'optimisation topologique explicites dans le cadre de la thèse de Florent Savine (voir section 5.2.1).

### 3.7 Bibliographie du chapitre

- Adams, D. B., Watson, L. T., Gürdal, Z., and Anderson-Cook, C. M. (2004). Genetic algorithm optimization and blending of composite laminates by locally reducing laminate thickness. *Advances in Engineering Software*, 35(1) :35–43. [38](#), [42](#)
- Albazzan, M. A., Harik, R., Tatting, B. F., and Gürdal, Z. (2019). Efficient design optimization of non-conventional laminated composites using lamination parameters : A state of the art. *Composite Structures*, 209 :362–374. [33](#)
- An, H., Chen, S., and Huang, H. (2019). Stacking sequence optimization and blending design of laminated composite structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 59(1) :1–19. [43](#)
- Bassir, D. H., Irisarri, F. X., Maire, J. F., and Carrere, N. (2008). Incorporating industrial constraints for multiobjective optimization of composite laminates using a GA. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, 2(2) :101–106. [31](#)
- Berro Ramirez, J.-P., Irisarri, F.-X., Thorral-Pierre, K., and Shakourzadeh, H. (2017). Optimisation multi-échelle des structures à matériaux composites tissés 2D/3D. In *13e colloque national en calcul des structures*, Giens, Var, France. [32](#)

- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S., and Meyarivan, T. (2002). A fast and elitist multiobjective genetic algorithm : NSGA-II. *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, 6(2) :182–197. [37](#), [40](#)
- Diaconu, C. G. and Sekine, H. (2004). Layup Optimization for Buckling of Laminated Composite Shells with Restricted Layer Angles. *AIAA Journal*, 42(10) :2153–2163. [49](#)
- Dillinger, J. K. S. (2015). *Static aeroelastic optimization of composite wings with variable stiffness laminates*. PhD Thesis, Delft University of Technology. [43](#)
- Dillinger, J. K. S., Meddaikar, Y. M., Lübker, J., Pusch, M., and Kier, T. (2020). Design and Optimization of an Aeroservoelastic Wind Tunnel Model. *Fluids*, 5(1) :35. [33](#)
- Falzon, B., Stevens, K., and Davies, G. (2000). Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 31(5) :459–468. [43](#)
- Ghiasi, H., Fayazbakhsh, K., Pasini, D., and Lessard, L. (2010). Optimum stacking sequence design of composite materials Part II : Variable stiffness design. *Composite Structures*, 93(1) :1–13. [33](#)
- Ghiasi, H., Pasini, D., and Lessard, L. (2009). Optimum stacking sequence design of composite materials Part I : Constant stiffness design. *Composite Structures*, 90(1) :1–11. [33](#)
- Grenestedt, J. and Gudmundson, P. (1993). Layup Optimization of Composite Material Structures. In *Optimal Design with Advanced Materials*, pages 311–336. Elsevier. [35](#)
- Hammer, V., Bendsøe, M., Lipton, R., and Pedersen, P. (1997). Parametrization in laminate design for optimal compliance. *International Journal of Solids and Structures*, 34(4) :415–434. [49](#)
- Ijsselmuiden, S. T. (2011). *Optimal design of variable stiffness composite structures using lamination parameters*. PhD Thesis, Delft University of Technology. [32](#), [51](#)
- Ijsselmuiden, S. T., Abdalla, M. M., and Gürdal, Z. (2008). Implementation of Strength-Based Failure Criteria in the Lamination Parameter Design Space. *AIAA Journal*, 46(7) :1826–1834. [49](#)
- Irisarri, F., Macquart, T., Julien, C., and Espinassou, D. (2019). A novel design method for the fast and cost-effective manufacture of composite parts employing the Quilted Stratum Process. *Composites Part B : Engineering*, 158 :364–372. [32](#), [55](#)
- Irisarri, F.-X. (2009). *Stratégie de calcul pour l'optimisation multiobjectif des structures composites*. PhD Thesis, Université de Toulouse. [31](#)
- Irisarri, F.-X., Abdalla, M. M., and Gürdal, Z. (2011a). Improved Shepard's Method for the Optimization of Composite Structures. *AIAA Journal*, 49(12) :2726–2736. [32](#), [51](#)
- Irisarri, F.-X., Bassir, D. H., Carrere, N., and Maire, J.-F. (2009). Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures. *Composites Science and Technology*, 69(7-8) :983–990. [31](#), [35](#)
- Irisarri, F.-X., Julien, C., Bettebghor, D., Lavelle, F., Guerin, Y., and Mathis, K. (2021). A general optimization strategy for composite sandwich structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. [45](#)
- Irisarri, F.-X., Lasseigne, A., Leroy, F.-H., and Le Riche, R. (2014). Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables. *Composite Structures*, 107 :559–569. [32](#), [35](#), [37](#), [38](#), [42](#)
- Irisarri, F.-X., Laurin, E., Leroy, F.-H., and Maire, J.-F. (2011b). Computational strategy for multiobjective optimization of composite stiffened panels. *Composite Structures*, 93(3) :1158–1167. [32](#), [35](#), [43](#)

- Irisarri, F.-X., Peeters, D. M., and Abdalla, M. M. (2016). Optimisation of ply drop order in variable stiffness laminates. *Composite Structures*, 152 :791–799. [32](#), [55](#)
- Jing, Z., Sun, Q., and Silberschmidt, V. V. (2016). A framework for design and optimization of tapered composite structures. Part I : From individual panel to global blending structure. *Composite Structures*, 154 :106–128. [43](#)
- Julien, C. (2010). *Conception Optimale de l'Anisotropie dans les Structures Stratifiées à Rigidité Variable par la Méthode Polaire-Génétique*. PhD Thesis, Université Paris VI. [34](#), [56](#)
- Julien, C., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., Lavelle, F., and Mathis, K. (2017). Une stratégie générale d'optimisation de structures composites - Application aux matériaux sandwich. In *13e colloque national en calcul des structures*, Giens, Var, France. [32](#)
- Lasseigne, A. (2016). *Optimization of variable-thickness composite structures. Application to a CROR blade*. PhD Thesis, Université de Lyon. [32](#)
- Le Riche, R. (2008). *Global Optimization of Mechanical Systems*. Habilitation à diriger des recherches, Ecole Nationale Supérieure des Mines de Saint-Etienne. [35](#)
- Leroy, F.-H., Irisarri, F.-X., and Blondeau, C. (2013). Métamodélisation de problèmes multimodaux-application au flambement de panneaux raidis composites dans un processus MDO. In *11e colloque national en calcul des structures*, Giens, France. [44](#)
- Macquart, T., Bordogna, M. T., Lancelot, P., and De Breuker, R. (2016). Derivation and application of blending constraints in lamination parameter space for composite optimisation. *Composite Structures*, 135 :224–235. [49](#)
- Meddaikar, Y. M., Irisarri, F.-X., and Abdalla, M. M. (2017). Laminate optimization of blended composite structures using a modified Shepard's method and stacking sequence tables. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 55(2) :535–546. [32](#), [43](#), [51](#), [52](#), [53](#)
- Moakher, M. (2006). On the Averaging of Symmetric Positive-Definite Tensors. *Journal of Elasticity*, 82(3) :273–296. [52](#)
- Picchi Scardaoni, M., Montemurro, M., Panettieri, E., and Catapano, A. (2020). New blending constraints and a stack-recovery strategy for the multi-scale design of composite laminates. *Structural and Multidisciplinary Optimization*. [49](#)
- Ranaivomiarana, N. (2019). *Simultaneous optimization of topology and material anisotropy for aeronautic structures*. PhD Thesis, Sorbonne Université. [59](#)
- Ranaivomiarana, N., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., and Desmorat, B. (2018). Optimal orthotropy and density distribution of two-dimensional structures. *Mathematics and Mechanics of Complex Systems*, 6(4) :293–305. [32](#)
- Ranaivomiarana, N., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., and Desmorat, B. (2019). Concurrent optimization of material spatial distribution and material anisotropy repartition for two-dimensional structures. *Continuum Mechanics and Thermodynamics*, 31(1) :133–146. [32](#), [56](#)
- Rangarajan, A., D'Mello, R. J., Sundararaghavan, V., and Waas, A. M. (2011). Minimization of thermal expansion of symmetric, balanced, angle ply laminates by optimization of fiber path configurations. *Composites Science and Technology*, 71(8) :1105–1109. [33](#)
- Reddy, J. N. (2004). *Mechanics of laminated composite plates and shells : theory and analysis*. CRC Press, Boca Raton, 2nd edition. [49](#)
- Sanz-Corretge, J. (2019). A constraint satisfaction problem algorithm for large-scale multi-panel composite structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 60(5) :2035–2051. [43](#)

- Soremekun, G., Gürdal, Z., Kassapoglou, C., and Toni, D. (2002). Stacking sequence blending of multiple composite laminates using genetic algorithms. *Composite Structures*, 56(1) :53–62. [42](#)
- Thiele, L., Zitzler, E., and Laumanns, M. (2001). SPEA2 : Improving the strength pareto evolutionary algorithm. *ETH Zurich*. [36](#), [40](#), [41](#)
- Todoroki, A. and Haftka, R. T. (1998). Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy. *Composites Part B : Engineering*, 29(3) :277–285. [40](#)
- Tsai, S. W. and Hahn, H. T. (1980). *Introduction to composite materials*. Technomic Pub, Westport, Conn. [34](#)
- Vannucci, P. (2005). Plane Anisotropy by the Polar Method. *Meccanica*, 40(4-6) :437–454. [56](#)
- Vannucci, P. (2013). A Note on the Elastic and Geometric Bounds for Composite Laminates. *Journal of Elasticity*, 112(2) :199–215. [57](#)
- Verchery, G. (1982). Les Invariants des Tenseurs d'Ordre 4 du Type de l'Élasticité. In Boehler, J.-P., editor, *Mechanical Behavior of Anisotropic Solids / Comportment Mécanique des Solides Anisotropes*, pages 93–104. Springer Netherlands, Dordrecht. [34](#)
- Xu, Y., Zhu, J., Wu, Z., Cao, Y., Zhao, Y., and Zhang, W. (2018). A review on the design of laminated composite structures : constant and variable stiffness design and topology optimization. *Advanced Composites and Hybrid Materials*, 1(3) :460–477. [33](#)
- Yang, J., Song, B., Zhong, X., and Jin, P. (2016). Optimal design of blended composite laminate structures using ply drop sequence. *Composite Structures*, 135 :30–37. [43](#)
- Zeng, J., Huang, Z., Chen, Y., Liu, W., and Chu, S. (2019). A simulated annealing approach for optimizing composite structures blended with multiple stacking sequence tables. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 60(2) :537–563. [43](#)



# Chapitre 4

## Vers des outils d'aide à la conception et des essais “pensés pour les composites”

### Sommaire

---

<b>3.1</b>	<b>Préambule</b>	<b>31</b>
<b>3.2</b>	<b>Spécificités de l'optimisation des structures composites</b>	<b>32</b>
<b>3.3</b>	<b>Un algorithme évolutionnaire spécialisé pour l'optimisation des empilements</b>	<b>35</b>
3.3.1	Règles de conception des empilements et contraintes d'optimisation	36
3.3.2	Un algorithme évolutionnaire multiobjectif	40
3.3.3	Quelques commentaires et deux exemples d'application	41
<b>3.4</b>	<b>Contributions à l'optimisation multiniveau des structures composites</b>	<b>44</b>
3.4.1	Optimisation multiniveau des composites stratifiés, monolithiques ou sandwichs	45
3.4.2	Améliorer la cohérence entre optimisation continue et optimisation discrète	50
3.4.3	Des outils d'aide à la conception pour l'ingénieur	52
<b>3.5</b>	<b>Optimisation topologique simultanée en densité et anisotropie</b>	<b>54</b>
<b>3.6</b>	<b>Bilan</b>	<b>59</b>
<b>3.7</b>	<b>Bibliographie du chapitre</b>	<b>60</b>

---

### 4.1 Objectif du chapitre

Ce chapitre illustre par quelques exemples concrets la place que les méthodes d'optimisation peuvent occuper dans le processus de conception de pièces composites. La première partie du chapitre présente trois études dans lesquelles j'ai à la fois contribué au développement de méthodes d'aide à la conception dédiées à des procédés composites innovants, et directement participé à la conception de pièces de démonstration. Ces exemples sont l'occasion de diverses réflexions sur la conception de composite, regroupées dans le dernier paragraphe de chaque sous-section. La seconde partie traite de l'usage de l'optimisation des empilements pour la conception d'essais composites. Il s'agit là de montrer la complémentarité entre connaissance fine du matériau, de son procédé de fabrication et de son comportement d'une part, et modélisation avancée et optimisation d'autre part.



## 4.2 Accompagner le développement de nouveaux procédés

Cette section présente des travaux liés au développement de méthodes et d'outils numériques de conception destinés à accompagner l'émergence et la mise au point de nouveaux procédés de fabrication. Ces développements sont brièvement décrits lorsqu'ils s'écartent des méthodes présentées au chapitre 3. Chacun des procédés évoqués, Quilted Stratum Process (QSP), tissage et placement de fibres offre des degrés de libertés inédits pour le concepteur. La présentation suit une gradation du *constant stiffness design* au *variable stiffness design*.

### 4.2.1 Conception de stratifiés thermoplastiques réalisés par le procédé QSP

#### Un triangle de suspension composite thermoplastique

La collaboration entre le CETIM et l'ONERA sur le QSP remonte à 2012 avec la reconception en matériau composite d'un triangle de suspension fourni par PSA. Cette étude s'inscrivait dans le cadre plus large de l'évaluation de la faisabilité technico-économique de pièces composites à fibres de carbone et matrice thermoplastique pour l'industrie automobile. Les constructeurs automobiles appréhendaient alors des normes européennes antipollution drastiques pour 2020, en particulier en matière d'émissions de CO<sub>2</sub> par kilomètre. L'intérêt pour les matériaux composites carbone est depuis retombé dans le secteur automobile, et leur usage semble cantonné aux véhicules haut de gamme. Néanmoins, l'intérêt pour les composites thermoplastiques ne s'est pas démenti dans le secteur aéronautique, intérêt qui justifiait l'implication initiale de l'ONERA dans le projet.

La conception du triangle composite a été menée à bien, et ce dans un temps très bref. Partant d'une feuille blanche début 2012, un triangle composite a été présenté aux Journées Européennes des Composites (JEC) en mars 2013. Solution de référence et solution composite sont présentées en figure 4.1. Ces travaux ont par la suite servi de point de départ au développement du procédé QSP<sup>1</sup> par le Cetim [Wedhorn and Ebeling, 2017], auquel l'ONERA a activement collaboré, avec l'ambition de proposer une méthode de conception dédiée au QSP : le QSD (pour *Quilted Stratum Design*).



FIGURE 4.1 – Triangle de suspension. a) Solution métallique de référence. b) Solution composite thermoplastique (JEC 2013).

1. De façon très générale, le procédé QSP consiste en un procédé d'estampage à chaud de préformes assemblées à partir de patches composites thermoplastiques, comme l'illustre la vidéo promotionnelle suivante : <https://www.youtube.com/watch?v=380VSfC13u4>.

La pièce composite devait respecter le cahier des charges de la pièce métallique de référence, une tôle d'acier emboutie de 4 mm d'épaisseur, dont la masse est de 2,4 kg, hors rotules et articulations. L'objectif initial consistait à diviser la masse de la pièce par trois grâce à l'utilisation de matériaux composites. Le surcoût tolérable était estimé à 5 € par kilogramme gagné. Le domaine automobile impose enfin une contrainte forte sur les cadences de production avec une cible de 2000 pièces par jour. Dans le cadre de ce projet, le Cetim a piloté l'analyse technico-économique, le choix et la mise en place d'un procédé d'élaboration jusqu'à la réalisation des pièces composites. Dès l'origine du projet, le Cetim a très fortement promu l'usage de composites thermoplastiques, dont le potentiel en matière de cadence de production et de recyclabilité est supérieur à celui des composites thermodurcissables. Il s'agissait en outre de gagner en maturité sur ces matériaux et leurs procédés d'élaboration. L'ONERA a piloté le dimensionnement de la pièce, dans de nombreuses itérations avec le Cetim pour formaliser et intégrer progressivement les contraintes liées au procédé de fabrication développé en parallèle.

Le triangle de suspension constitue un organe de sécurité essentiel de la liaison entre le sol et le véhicule. Il est très fortement sollicité et joue un rôle important dans la tenue d'ensemble de la structure au crash. La première tâche effectuée a consisté à adapter le cahier des charges de la pièce métallique aux matériaux composites. En particulier les critères liés à la plastification du métal doivent être reformulés en termes d'endommagement composite, avec des critères appropriés. Les problématiques de tenue à l'environnement et de vieillissement se posent elles aussi de façons différentes pour les métaux et les composites. La deuxième tâche a consisté à proposer et identifier des concepts prometteurs. Cette phase des travaux a été pilotée par le Cetim, sous la forme d'une réunion de créativité impliquant des ingénieurs de l'ONERA et PSA. Plusieurs concepts candidats, correspondant à la fois à l'esquisse d'une forme globale et à un choix de matériau et de procédé, ont par la suite été soumis à une analyse technico-économique plus poussée afin de sélectionner le concept le plus prometteur. La figure 4.2 illustre les principales évolutions de la géométrie de la pièce au cours de ce processus. Une solution creuse, formée de deux demi-coques stratifiées estampées à chaud et soudées a finalement été retenue. Les articulations avec le bâti moteur sont fixées par surmoulage et la pièce de jonction avec la roue est boulonnée. Compte-tenu des spécifications de raideur, la fibre de verre a été écartée au profit de la fibre de carbone. En effet, si les performances spécifiques des composites à fibres longues de carbone sont notoirement supérieures à celles de l'acier, leurs performances absolues sont moindres. À performances équivalentes le volume de composite est donc nécessairement supérieur au volume de métal. L'encombrement disponible pour l'intégration du triangle de suspension dans le véhicule est très restreint, compte-tenu des systèmes environnants et du débattement de la roue. Pour atteindre les spécifications en flambement tout en limitant la complexité géométrique de la pièce, une forme creuse s'avère un compromis intéressant.

Le triangle de suspension a été dimensionné en tenant compte de quatre cas de charges statiques (équivalents à des événements dynamiques incidentels ou accidentels). Les spécifications considérées portent sur la raideur globale de la pièce, la tenue du matériau (première rupture de pli), la tenue au flambement, la tenue de l'interface soudée entre les demi-coques et la tenue au matage de la fixation de la roue. Le processus de dimensionnement a été confronté à deux difficultés majeures, représentatives de problématiques industrielles concrètes. Premièrement, de nombreuses itérations entre dessinateurs et calculateurs ont été nécessaires pour concilier performances mécaniques et contraintes de fabrication. Huit versions du triangle ont ainsi été évaluées. La forme de la pièce a ainsi évolué pour minimiser les épaisseurs tout en réduisant l'effet des singularités géométriques sur la tenue de la structure. Les courbures de l'embouti, les bords tombés et le positionnement des trous de fixation ont ainsi significativement évolué. Deuxièmement, les calculs de dimensionnement ont été réalisés sur la base de propriétés matériaux estimées à partir des données des fournisseurs. En effet, le choix du pli de base est directement lié à celui du procédé. Afin de permettre l'estampage des demi-coques, le choix s'est rapidement porté sur un pli tissé 2D présentant un ratio chaîne/trame équilibré. Toutefois le couple fibre/matrice a fait l'objet d'évolutions successives au cours du projet. Les propriétés matériaux utilisées (parmi lesquelles

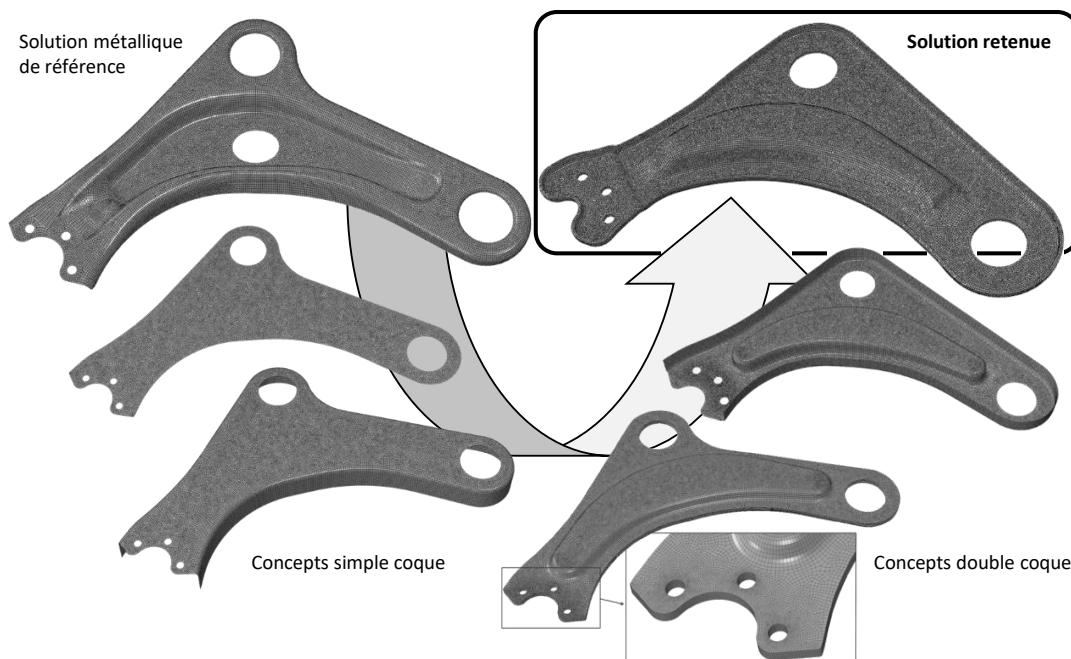


FIGURE 4.2 – Évolution de la géométrie de la pièce au fil des itérations du processus de conception. Pour les concepts en double coque, seule la coque supérieure est représentée.

l'épaisseur du pli) sont donc des valeurs moyennes, estimées à partir des données fournies par les fabricants pour une gamme de matériaux envisagés. Les données manquantes ont été estimées par criblage à partir d'une base de données matériaux. De plus, l'influence du procédé sur ces propriétés, a priori méconnue, a été négligée. Les mêmes propriétés matériaux ont ainsi été appliquées en tous points de la pièce. La mise en forme des tissus induit pourtant des glissements entre les plis et des décadrages locaux susceptibles de modifier significativement l'anisotropie locale.

La solution présentée aux JEC en mars 2013 pesait 1,0 kg, pour une épaisseur de 3,2 mm par demi-coque. Le triangle était associé à un procédé breveté par le Cetim susceptible d'atteindre à maturité une cadence de production d'environ une pièce par minute. L'exercice s'est ainsi avéré à la fois prometteur et riche en enseignements. Par la suite, le triangle de suspension a fait l'objet d'une intense collaboration entre l'ONERA et le Cetim, dans le cadre d'un financement Carnot, selon les deux axes de travail principaux suivants.

- i. De nombreuses activités expérimentales ont été menées, incluant le développement de dispositifs dédiés, pour la validation des performances du triangle, l'analyse de ses modes de défaillance et la caractérisation du matériau dans la structure.
- ii. L'exercice a montré la nécessité de progresser sur les méthodes de conception et le développement d'outils permettant leur mise en œuvre rapide. Ce second axe de travail a abouti à l'outil QSD, présenté dans la suite.

L'analyse expérimentale a, en particulier, mis en évidence un point faible au niveau de la soudure des demi-coques et d'importants efforts ont été déployés pour en améliorer la tenue. J'ai contribué à ces travaux en participant à la conception d'un dispositif expérimental dédié à l'analyse du comportement et de la défaillance du triangle et à la modélisation de ce montage. La figure 4.3 illustre le dispositif expérimental mis en place et son modèle d'analyse EF. Le montage présenté a été conçu pour tester le triangle sous différents angles de sollicitation à l'aide d'une machine d'essais uniaxiale. Cet exercice a été l'occasion d'une réflexion intéressante sur l'introduction des efforts dans la structure. En effet, la cellule d'effort utilisée ne retournait que la seule composante verticale de l'effort. La simulation a permis d'estimer l'évolution de la composante d'effort transverse induite par la fermeture du triangle. L'usage de mires positionnées sur les articulations, combiné à la stéréo-corrélation d'image et à la simulation numérique ont permis de comprendre et analyser le scénario de défaillance du triangle.

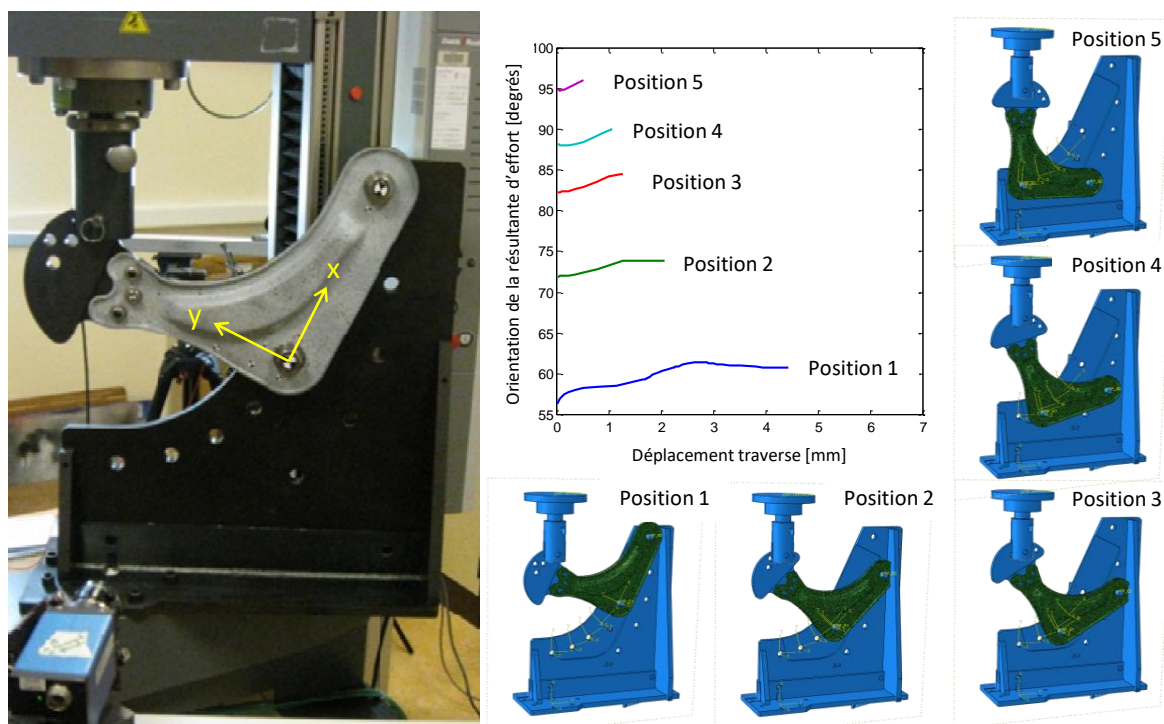


FIGURE 4.3 – Dispositif d'essais du triangle de suspension. Orientation de la résultante d'effort estimée par simulation. L'orientation est exprimée par rapport à l'axe  $x$  du repère local associé au triangle.

### Les spécificités de la conception pour le QSP

L'objectif initial de gain de masse, très ambitieux, n'a été que partiellement atteint pour le triangle présenté aux JEC (1,0 kg pour la pièce réalisée contre 0,8 kg pour la cible initiale). Toutefois le potentiel d'allègement de la solution composite n'avait pas été complètement exploré à ce stade. En particulier, pour des raisons de coûts et de délais, la solution proposée présentait un empilement uniforme sur toute la pièce, quasi-isotrope en membrane. Par rapport à la référence métallique, le gain de masse découle de la reconception géométrique de la pièce et des propriétés spécifiques supérieures du composite. En outre, chacune des deux coques assemblées pour former le triangle est découpée dans une plaque rectangulaire engendrant ainsi des chutes matières de l'ordre de 30 à 40 %. Les travaux ultérieurs ont donc visé à proposer une solution stratifiée à rigidité variable, formée d'un empilement de patches. Méthodes et outils logiciels ont été développés en parallèle pour être transférés au Cetim, sous la forme d'une toolbox Matlab couplée avec OptiStruct ou Nastran. La méthode a progressivement évolué entre 2013 et 2017 pour s'adapter aux évolutions du procédé développé par le Cetim. Ces travaux n'ont pas donné lieu à la fabrication de pièces de démonstration, néanmoins plusieurs solutions ont été proposées qui permettent de se rapprocher de l'objectif de masse impartii.

La première étape dans le développement de la méthode QSD a consisté à appliquer au cas du triangle de suspension une méthode de conception issue du domaine aéronautique afin d'en estimer la pertinence. La démarche d'optimisation multiniveau décrite en section 3.4 est ainsi appliquée au triangle de suspension dans [Irisarri et al., 2015a]. La figure 4.4 présente la solution obtenue. Les variations d'épaisseur sont obtenues par arrêts de plis et les empilements sont décrits sous la forme d'une table de drapage. Le partitionnement de la pièce en 35 zones de propriétés uniformes est ici réalisé a priori. Le gain de masse par rapport à la solution composite présentée aux JEC est estimé à 17 %.

Cet exercice nous a permis d'identifier plusieurs spécificités des pièces patchées pour lesquelles la méthode de conception employée s'est avérée inadaptée.

1. Décrire la solution par une table de drapage classique suppose, d'une part, que les plis de la zone la plus fine s'étendent sur l'ensemble de la pièce, et d'autre part, que deux zones de

même épaisseur partagent le même empilement. Or, en permettant de fabriquer la pièce sous la forme d'un assemblage de patches aboutés et/ou empilés, le procédé QSP permet de s'affranchir de ces deux contraintes.

2. Il est nécessaire d'accompagner l'expert dans le partitionnement de la pièce car, d'une part, celui-ci découle de l'assemblage des patches et, d'autre part, devrait être concomitant à la conception de la géométrie.
3. La logique des tables de drapage appliquée à un zonage irrégulier abouti à des formes de patches difficilement acceptables. En effet, si les patches illustrés en figure 4.4 sont réalisables par des procédés de découpe industriels standards, les chutes restent importantes. Or, dans l'optique d'une production en grande série, le coût de la matière représente une part très importante du coût de la pièce finale. De plus, la manipulation de patches de formes complexes avant leur mise en forme et consolidation sous presse reste délicate en pratique.
4. L'usage d'un pli tissé équilibré, quant à lui, réduit considérablement le domaine des formes d'anisotropie réalisables<sup>2</sup>. Le procédé QSP permet l'emploi de tissus présentant des proportions déséquilibrées de chaîne et de trame, voire de préimprégnés unidirectionnels. De plus, il est envisageable d'utiliser des patches de nature différente.

Les trois premiers points nous ont conduit à remettre en question la phase de restitution des empilements et à écarter l'usage des tables de drapage pour le QSD. Le dernier point pose une difficulté fondamentale, car toutes les paramétrisations habituellement utilisées pour la première étape d'optimisation continue reposent sur l'hypothèse d'un pli de base unique dans la stratification. Les variations d'épaisseur de couche sont possibles, mais pas les changements de matériau entre couche.

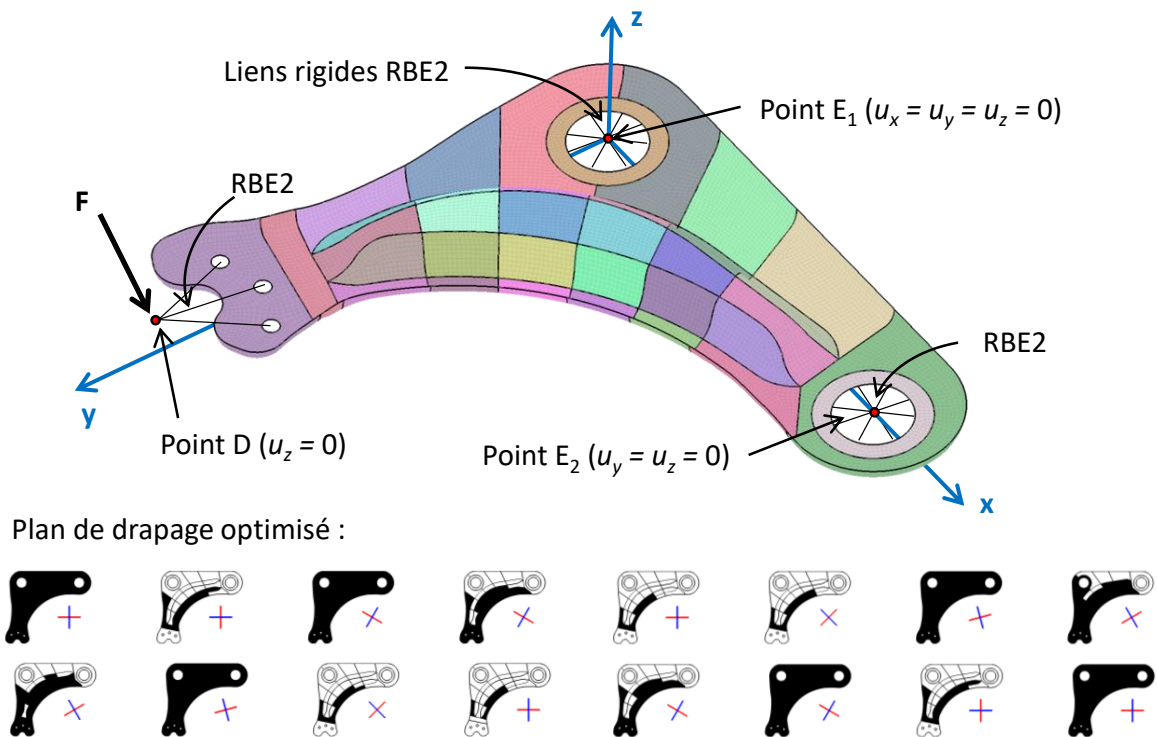


FIGURE 4.4 – Partitionnement du triangle et conditions aux limites. Seule la coque supérieure est représentée ici. Le plan de drapage optimisé comporte 16 plis présentés dans le sens de la lecture. La direction chaîne est représentée en rouge et la direction trame en bleu.

2. Dans ce cas, pour des stratifiés symétriques équilibrés, on constate que  $V_1^A = V_3^A = V_4^A = 0$ .

### Vers la conception de préformes patchées

Le problème d'optimisation associé à la conception d'une préforme réalisée par un assemblage de patches de formes quelconques (mais contraintes par l'impératif de minimiser les chutes lors de la découpe) et de matériaux divers implique à la fois des variables continues (liées à la forme et la position des patches dans le plan de la préforme), discrètes (liées à la définition de l'empilement et éventuellement des orientations de patches) et catégorielles (la nature des patches). Sous une telle formulation, le problème ne peut être résolu que par une métaheuristique (voir par exemple [Giger et al., 2008]). Ce type de méthodes restent néanmoins trop coûteux pour un outil d'aide à la conception. Leur nature stochastique constitue en outre un désavantage en matière de répétabilité des résultats.

Nous avons donc fait le choix de rester dans le cadre d'une approche multiniveau et d'écarter la problématique de la conception multimatériau. Mes travaux ultérieurs [Irisarri et al., 2019] ont essentiellement porté sur le développement d'une méthode d'aide au partitionnement de la pièce. L'objectif de ces travaux consiste à fournir au concepteur une méthode interactive permettant d'aboutir à un zonage simple de la pièce, pertinent pour l'optimisation de ses performances mécaniques. Il ne s'agit pas ici d'aboutir à une solution directement réalisable par aboutement et/ou recouvrement de patches de formes simples, mais de fournir au concepteur une solution idéalisée, performante du point de vue mécanique, susceptible de la guider pour la conception du plan de patchage.

La fabrication de pièces composites réalisées par un assemblage de patches peut être considérée comme un concept intermédiaire entre le drapage classique à base de fibres rectilignes et le placement de fibres selon des trajectoires curvilignes. La superposition de patches permet de réaliser des pièces d'épaisseur variable et l'aboutement de patches permet de changer l'orientation des fibres dans un pli, définissant ainsi des trajectoires continues par morceaux. Du point de vue de la conception, on se situe donc à mi-chemin entre *constant-stiffness design* (CS) et *variable-stiffness design* (VS). L'effort a donc jusqu'ici essentiellement porté sur l'étape d'optimisation continue. L'idée consiste à réaliser une première optimisation continue de la pièce en épaisseur et rigidité, puis à simplifier celle-ci en regroupant les zones de propriétés proches.

L'optimisation continue fournit des distributions de propriétés sur la surface de la pièce. À l'issue de l'optimisation, on peut donc associer à chaque élément du modèle un jeu de coordonnées constitué des valeurs des propriétés élastiques macroscopiques du stratifié les plus influentes, de l'épaisseur locale, ainsi que des coordonnées géométriques. Le partitionnement de la solution est effectué à l'aide de l'algorithme des  $k$ -moyennes, appliqué à ce jeu de coordonnées. Les éléments sont ainsi regroupés par propriétés, mais aussi par proximité, de sorte à obtenir des *clusters* aussi compacts que possibles et non pas des groupes d'éléments dispersés sur la surface de la pièce.

En pratique, pour des modèles EF de grande taille, il est souvent pertinent de réaliser un premier zonage de la pièce pour limiter le nombre de variables et accélérer l'optimisation. Celui-ci peut aussi être effectué en utilisant l'algorithme des  $k$ -moyennes, appliqués aux seules coordonnées barycentriques des éléments. Le partitionnement de la structure pour le QSP peut ensuite s'effectuer par regroupement de zones selon la méthode décrite précédemment. En utilisant l'algorithme des  $k$ -moyennes, le concepteur peut balayer un intervalle de valeurs de  $k$  de son choix pour identifier une ou plusieurs partitions pertinentes, qu'il est ensuite libre de modifier en réaffectant certains éléments à d'autres *clusters*, voire en redessinant les zones à l'aide d'outils de CAO. La simplification des formes obtenues reste une étape manuelle. La pertinence des choix effectués peut ensuite être validée en répétant l'optimisation continue sur la base de la partition choisie afin d'évaluer la dégradation des performances de la pièce engendrée par la simplification du zonage. La figure 4.5 illustre le résultat de la méthode appliquée au triangle de suspension, cette fois-ci pour un pli de base unidirectionnel.

Dans ces travaux, la restitution des empilements consiste simplement à interroger une base de données de stratifiés. De la sorte, ces travaux ont permis d'aboutir à plusieurs solutions respectant le cahier des charges et l'objectif de masse de 0,8 kg pour la partie composite du triangle. On parvient même à n'utiliser que les orientations  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  et  $90^\circ$  usuelles tout en imposant la règle des

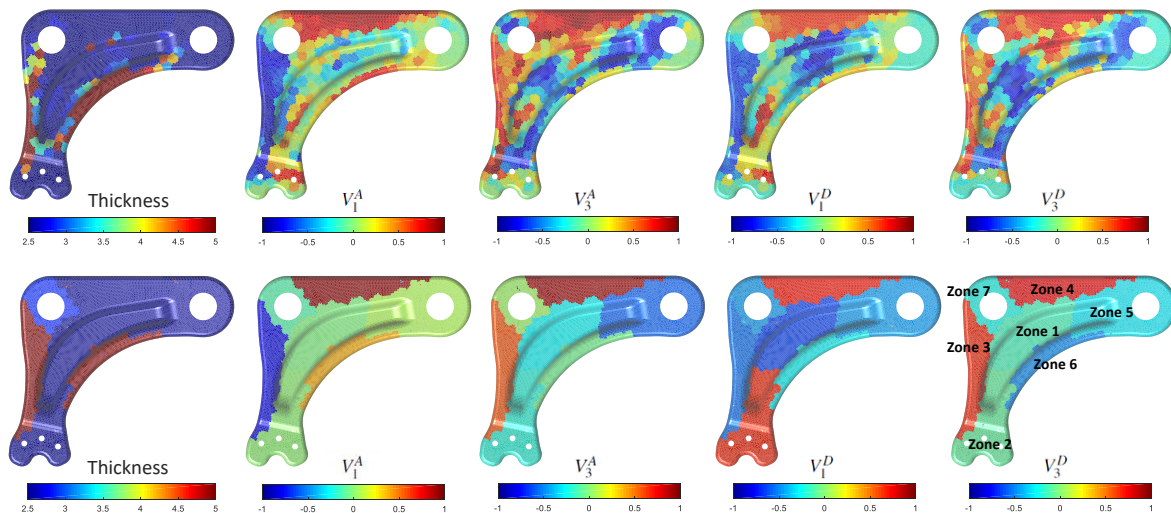


FIGURE 4.5 – Comparaison des résultats de l’optimisation continue en *lamination parameters* avant et après simplification du zonage. Le zonage initial correspond à une dimension caractéristique de zones d’environ 20 mm. Le partitionnement retenu au final comporte 7 zones distinctes. La masse de la coque avant simplification du zonage est de 392 g, contre 400 g après simplification, pour des performances mécaniques proches en raideur.

10 %. Ces solutions restent toutefois un simple exercice de style. En effet, les étapes nécessaires à la restitution des empilements doivent être enrichies afin d’aboutir à un réel plan de patchage, tenant compte de l’influence des aboutements et recouvrement de patches sur les mécanismes locaux d’endommagement et de rupture, et donc sur la tenue de la pièce, ce qui pourrait faire l’objet de futurs travaux (sans négliger les problématiques liées au formage des pièces, comme le glissement des patches).

### Complexité de la préforme *versus* performances mécaniques

La pertinence de la méthode est démontrée sur un cas-test de maximisation de la force de flambement d’une plaque carrée d’épaisseur uniforme simplement appuyée sur ses bords et sollicitée en compression uniaxiale. Ce cas permet de valider l’optimisation continue en démontrant que nous parvenons à reproduire dans un code commercial les résultats obtenus avec des outils ad-hoc par Ijsselmuiden *et al.* [Ijsselmuiden *et al.*, 2010]. Il permet de plus d’étudier la convergence de la solution homogénéisée partitionnée vers la solution homogénéisée continue avec l’augmentation du nombre de *clusters*. La Figure 4.6 montre ainsi une convergence rapide. La solution discrétisée, après restitution des empilements, plafonne quant à elle rapidement, principalement en raison de la pauvreté de la base d’empilements employées pour cet exemple. Toutefois, il est clair que de faibles nombres de *clusters* offrent de très bons compromis entre performances mécaniques élastiques et complexité de la préforme patchée. De plus, du point de vue de la tenue de la pièce, minimiser le nombre de découpes semble une évidence.

### Remarques sur la conception composite pour l’automobile

Le remplacement de pièces métalliques par des solutions composites pour l’automobile exacerbe certaines problématiques qui passent parfois au second plan dans d’autres domaines. Ainsi l’automobile pose un problème d’encombrement. Le passage de l’acier à une solution composite à fibres de carbone permet un allègement significatif, mais s’accompagne d’une augmentation conséquente du volume de la pièce. Or, l’espace disponible est utilisé au maximum pour les systèmes environnants. Il semble donc préférable de repenser des sous-ensembles complets plutôt que des pièces isolées. Une telle démarche permet, en outre, de repenser les jonctions entre les pièces et de réduire le nombre d’assemblages, toujours délicats à réaliser dans le cas des compo-

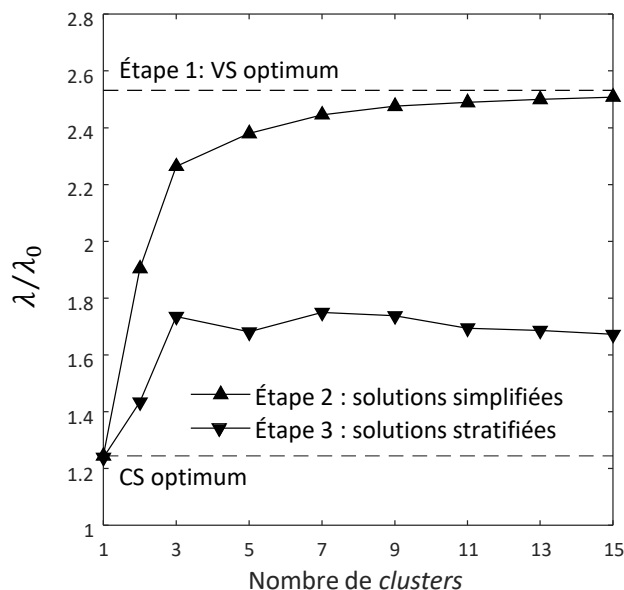


FIGURE 4.6 – Évolution de la force de flambement d'une plaque avec le nombre de *clusters*. Tous les résultats sont normalisés par rapport à  $\lambda_0$  la force de flambement de la solution quasi-isotrope (tous les *lamination parameters* nuls). Les résultats sont présentés pour chaque étape d'optimisation. Les étapes 1 et 2 correspondent à des distributions de rigidité. Les empilements sont connus à l'étape 3.

sites. Un autre aspect du problème réside dans la transposition des critères liés à la plastification du matériau et aux déformations permanentes résultantes. Ainsi, dans certains cas incidentels, une déformation importante du triangle est tolérée. La pièce conserve sa fonctionnalité, mais la conduite est dégradée, incitant l'utilisateur à ramener le véhicule au garage. Ce type de dimensionnement, purement métallique, n'est pas compatible avec les composites. Pour parvenir à un résultat comparable, il faut envisager l'usage d'une pièce fusible ou d'un système de contrôle santé intégré relié à un avertisseur sur le tableau de bord.

Les problèmes de dimensionnement dans le domaine automobile se présentent de façon relativement différentes des problèmes aéronautiques usuels en ce sens que les charges dimensionnantes découlent le plus souvent de situations accidentelles. De nombreuses pièces sont ainsi dimensionnées au crash. Les chargements sont dynamiques, transitoires, et engendrent des réponses structurales non-linéaires avec de grands déplacements et de grandes déformations locales. A contrario, les structures aéronautiques ou spatiales sont le plus souvent dimensionnées pour des charges quasi-statiques (qui servent parfois à couvrir des sollicitations dynamiques ou vibratoires) et en petites déformations. Les optimisations structurales en *lamination parameters*, telles que nous les mettons en œuvre, sont limitées à des analyses statiques linéaires. Des techniques de cas de charges statiques équivalentes sont souvent employées dans le domaine automobile. D'autres méthodes reposent sur l'usage de métamodèles ou d'algorithmes d'optimisation directe, sans gradients, mais restent très limitées en nombre de variables. Il faudra à terme réfléchir à la prise en compte de réponses non-linéaires dans nos méthodes, en particulier dans le cas de grands déplacements, ce qui serait aussi pertinent pour l'aéroélasticité.

#### 4.2.2 Conception de pièces composites tissées

Le triangle de suspension PSA a servi en parallèle de cas de démonstration dans le cadre du projet FUI 12 COMPANIS-3D<sup>3</sup> (pour COMPosites ANISotrope 3D), dédié à la conception optimale et à la réalisation de pièces composites tissées injectées. La figure 4.7 présente un aperçu général de la méthodologie mise en place. J'ai piloté la contribution de l'ONERA, principalement en charge du développement d'une méthode d'optimisation de pièces composites tissées 2D ou 3D. Nous

3. Le projet COMPANIS-3D a impliqué les sociétés Altair, CEDREM, ECM, Hexcel, PPE, PSA, SLCA et l'ONERA entre 2011 et 2016.



avons ainsi joué un rôle majeur dans la constitution du "système expert composite", en proposant une chaîne de modélisation multi-échelle du composite tissée, ainsi que dans le développement du système d'aide à la conception.

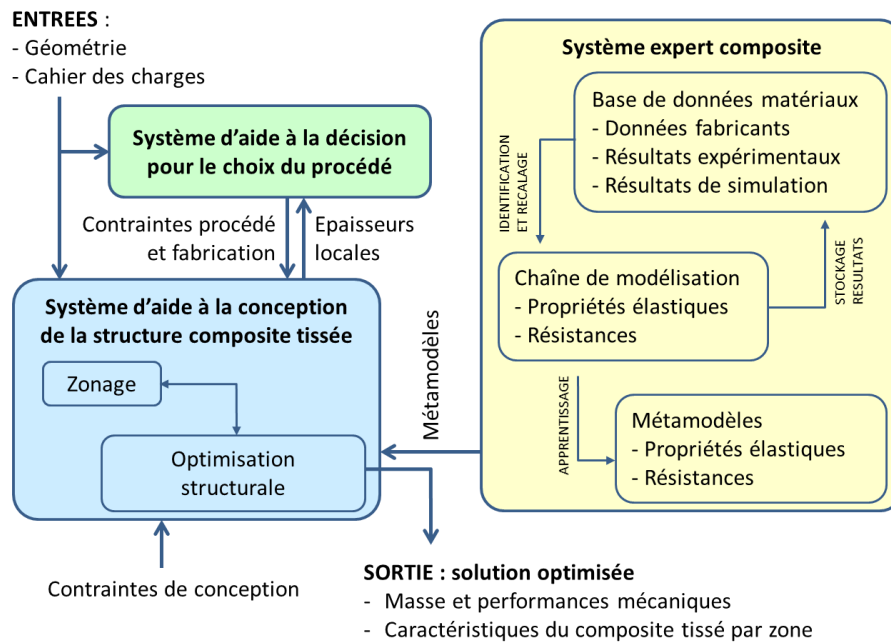


FIGURE 4.7 – Principe général de la méthode COMPANIS-3D.

### Développement d'une chaîne de modélisation multi-échelle du composite tissée

Par rapport aux composites stratifiés à base de plis unidirectionnels, la notion de tissage complexifie grandement la modélisation du matériau à l'échelle mésoscopique et les changements d'échelles correspondants. La figure 4.8 illustre les échelles de modélisation usuelles pour les composites tissés. Les difficultés additionnelles spécifiques aux composites tissés sont essentiellement de deux types. D'une part, il est nécessaire de modéliser la cellule élémentaire représentative du tissage pour estimer les propriétés homogénéisées du pli tissé. Cette étape d'homogénéisation repose sur l'usage de modèles EF volumiques complexes à mettre en données et potentiellement coûteux en temps de calcul. D'autre part, il n'y a pas de nette séparation des échelles entre la cellule élémentaire du tissage et l'échelle macroscopique de la pièce. Par conséquent, si la pratique montre que l'usage de modèles macroscopiques homogénéisés permet de prévoir efficacement le comportement des pièces tissées dans la plupart des situations, l'usage de technique d'homogénéisation périodique est contestable d'un point de vue théorique. De plus, il s'avère nécessaire de tenir compte de l'influence de la mise en forme des tissus dans les moules d'injection. En effet, celle-ci influe grandement sur la géométrie locale du renfort fibreux (plissement, décadrage, etc.), qui influe à son tour au premier ordre sur les propriétés homogénéisées du composite.

Dans une première phase, les travaux entrepris à l'ONERA ont consisté à mettre en place une chaîne de modélisation de l'échelle microscopique jusqu'à l'échelle macroscopique afin de lier le choix du couple fibre / matrice, les paramètres descriptifs des torons et l'armure de tissage au comportement élastique macroscopique de la pièce. Pour cela, j'ai travaillé en binôme avec Martin Hirsekorn, spécialiste de la modélisation multi-échelle des composites tissés à l'ONERA. Nous avons mis en place des modèles de complexité et de fidélité différentes. Le changement d'échelles micro-méso est réalisé en première approximation par la méthode de Mori-Tanaka et, pour davantage de précision, par EF en utilisant un volume élémentaire représentatif (VER) hexagonal. Ce changement d'échelles permet de décrire les propriétés homogénéisées du toron considéré comme un matériau isotrope transverse. Nous nous sommes basés pour la modélisation géomé-

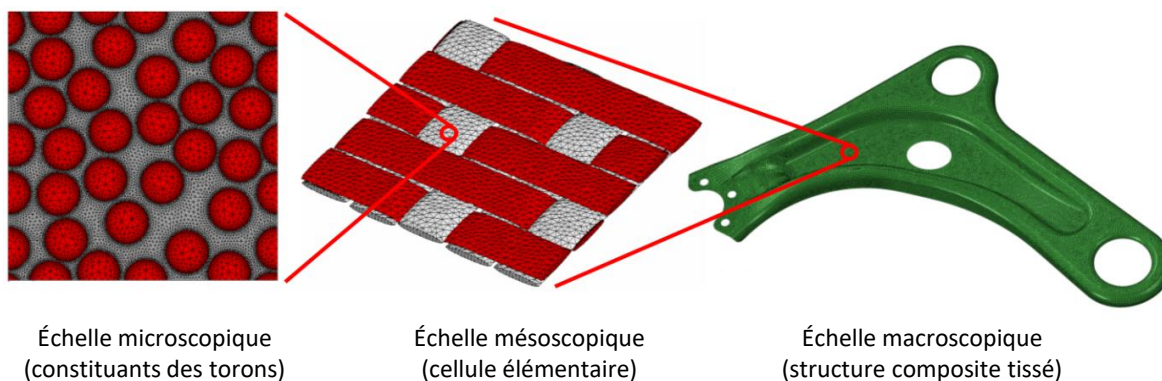


FIGURE 4.8 – Les échelles de modélisation des composites tissés.

trique de la cellule élémentaire de tissage, assimilée ici au VER mésoscopique, sur les outils GenTex [Couégnat, 2008] et KTex Pattern<sup>4</sup>. Le passage méso-macro est réalisé par la méthode de Mori-Tanaka étendue aux composites tissés [Dunn et al., 1996; Gommers et al., 1998; Huysmans et al., 1998]. Le principe de la méthode consiste à assimiler le VER de composite tissé à la superposition d'un ensemble d'inclusions ellipsoïdales dans un milieu matriciel infini. Cette méthode nécessite en entrée les dimensions du VER, les lignes moyennes des torons et leurs sections. Elle retourne le tenseur d'élasticité 3D du VER. La méthode capture l'influence du taux de fibre, de l'orientation et de l'ondulation des torons. Cependant, l'influence de la position relative des torons les uns par rapport aux autres échappe au modèle.

Afin de s'affranchir de cette limite et améliorer la prévision des propriétés élastiques macroscopiques du VER, en particulier des coefficients de Poisson et modules de cisaillement, j'ai développé un outil de voxelisation. Celui-ci s'appuie sur un maillage volumique structuré pour représenter la cellule élémentaire de tissage. Chaque EF, ou voxel, se voit attribuer les propriétés de la matrice ou du toron en fonction de l'appartenance de son centre. Dans le cas d'un toron, les orientations matériaux sont déterminées à partir de l'orientation de la ligne moyenne du toron. Des conditions de périodicité sont appliquées aux bords de la cellule. Cette méthode est reconnue dans la littérature comme une méthode pragmatique pour l'homogénéisation élastique des composites tissés, qui permet de s'affranchir des difficultés de maillage liées à la construction d'un modèle EF conforme [Potter et al., 2012].

L'adéquation entre résultats expérimentaux et prévisions numériques dépend au premier ordre de la qualité de la représentation géométrique de la cellule de tissage. En la matière, les outils employés dans le projet ont rapidement montrés leurs limites. L'obtention des propriétés matériaux des constituants représente une seconde difficulté. Celles-ci sont souvent obtenues par méthode inverse à partir d'essais réalisés à des échelles supérieures. C'est donc la cohérence de la base de données et de la chaîne de modélisation employée qui conditionne la pertinence des résultats obtenus lors de l'étude de l'influence du choix des constituants sur les propriétés élastiques d'un composite tissé.

Nous nous sommes intéressés par la suite à la prévision du premier endommagement et de la rupture du composite tissé. Pour ce faire, nous avons cherché à extraire des modèles d'homogénéisation des valeurs pertinentes de contraintes. Nous avons ainsi constaté que les valeurs des contraintes prévues dans les inclusions par la méthode de Mori-Tanaka sont cohérentes avec les valeurs des contraintes moyennées sur les tranches de toron correspondantes dans les calculs EF voxelisés. Nous avons choisi en première approximation d'appliquer à ces contraintes un critère de rupture de pli unidirectionnel [Charrier, 2013] afin d'estimer la première rupture de toron. Ce critère permet de distinguer les modes de rupture en traction et compression sens fibre et les modes de rupture matriciels en traction et compression transverse. Une approche de dégradation instantanée permet d'estimer grossièrement les reports de charges entre inclusions jusqu'à la

4. <https://altairhyperworks.com/partner/ktex-family>

première rupture en mode fibre, assimilée à la rupture finale du tissu. Toutefois, effectuer l'analyse de la rupture sur des contraintes moyennées par section le long des torons est critiquable. En effet, l'endommagement et la rupture sont plutôt pilotés par les valeurs extrêmes des champs de contraintes. Néanmoins, ces valeurs sont inaccessibles par la méthode de Mori-Tanaka et potentiellement entachées d'erreurs importantes par la méthode des voxels<sup>5</sup>. Les valeurs des efforts d'endommagement obtenues au final sont donc probablement éloignées de la réalité expérimentale, en l'absence de tout recalage. Dans le cadre du projet COMPANIS-3D, cette méthode a été mise en œuvre pour les besoins de l'optimisation, afin de fournir des tendances et classer les solutions du point de vue de leur tenue, en l'absence d'outils plus matures.

### Développement d'une méthode d'optimisation

La seconde phase du projet a consisté à proposer une méthode d'optimisation de pièces composites tissées. La génération des géométries mésoscopiques des cellules élémentaires de tissage et le calcul des propriétés élastiques homogénéisées représentent un coût de calcul conséquent, difficilement compatible avec une chaîne d'optimisation structurale. En outre, la description des géométries des cellules élémentaires requiert un grand nombre de paramètres qu'il me semble difficile et peu pertinent d'intégrer directement comme variable d'une optimisation. Le choix de l'armure de tissage constitue par exemple une variable catégorielle. Une démarche de métamodélisation a donc été adoptée afin, d'une part, de remplacer la chaîne de modélisation multi-échelle coûteuse et complexe à mettre en œuvre par un métamodèle rapide à évaluer et, d'autre part, de s'appuyer sur une description minimale des tissus composites par un nombre réduit de variables aussi indépendantes que possible. Ces travaux ont été menés en étroite collaboration avec François-Henri Leroy, spécialiste des méthodes de mécanique statistique à l'ONERA.

Le métamodèle a été développé sur la base d'un plan d'expériences numériques comportant une douzaine d'armures de tissage 2D et une douzaine d'armures 3D interlocks, pour un unique système fil / matrice afin de limiter l'espace de conception. Cinq paramètres de conception principaux ont été retenus : espacement des fils (supposé identique entre fils de chaîne et entre fils de trame), taux de fibres sens chaîne et sens trame et embuvages en sens chaîne et trame (descriptifs de l'ondulation des torons). Ces paramètres sont intrinsèquement couplés et évoluent dans des domaines dont les frontières sont difficiles à décrire. Un jeu de variables dites synthétiques, indépendantes et bornées, a été déterminé permettant à la fois de réduire la dimension du problème et d'approcher avec précision les propriétés macroscopiques. Les variables synthétiques deviennent ainsi les variables de l'optimisation de la structure. Le métamodèle permet d'explorer continûment le domaine des propriétés macroscopiques réalisables pour la gamme des tissus pour laquelle il a été identifié, et d'alimenter le calcul de structure. Le principe du métamodèle à variables synthétiques est décrit en Figure 4.9. D'un point de vue mathématique, les relations entre les variables synthétiques et les grandeurs physiques sont décrites à l'aide de réseaux de neurones MLP (Multi-Layer Perceptron). Le type d'armure est déterminé par proximité entre le point considéré dans l'espace de conception et les points d'apprentissage.

### Un triangle de suspension composite tissé

Pour ces travaux, la société Altair, en tant que partenaire du projet, a fourni le cadre de la suite HyperWorks pour le calcul de structure et l'optimisation [Berro Ramirez et al., 2017]. Le triangle de suspension PSA a constitué un cas de démonstration du projet. L'optimisation a été réalisée par les partenaires du projet et a fourni une solution théorique de référence. Cette solution a par la suite été largement réinterprétée pour tenir compte de considérations métier liées aux transitions de tissage, dont il n'était pas tenu compte dans l'optimisation. La solution présentée en Figure 4.10 consiste en une pièce sandwich avec une âme en mousse. La pièce présente des variations de

5. Ces travaux ont été poursuivis par la suite dans le cadre de la thèse d'Aurélien Doitrand et ont abouti à une publication commune dans laquelle nous démontrons la nécessité d'employer des maillages conformes, plutôt que des maillages voxelisés, afin de prévoir l'endommagement dans des cellules tissées composites [Doitrand et al., 2015].

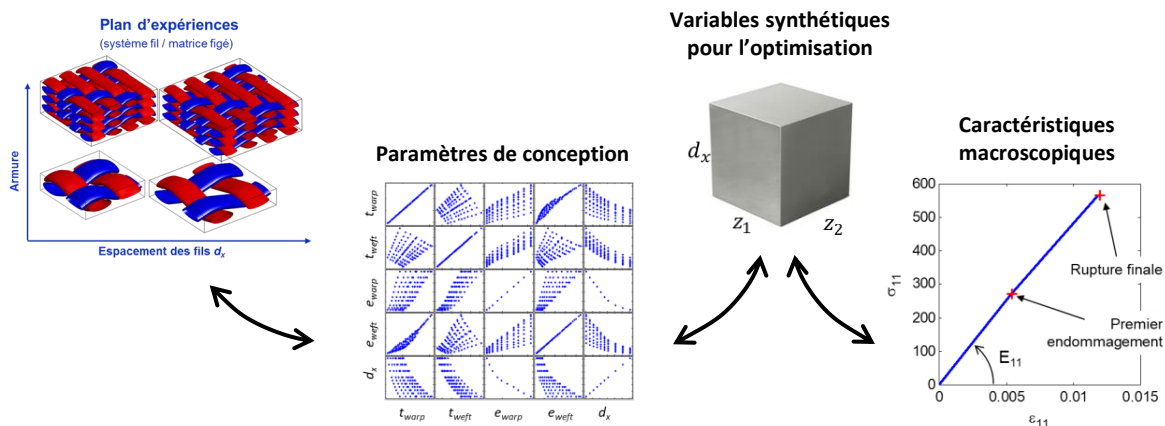


FIGURE 4.9 – Principe général du métamodèle à variables synthétiques.

tissage et combine des zones tissées 3D interlock et des zones stratifiées de tissés 2D, sans coupure des fils au niveau des zones de transition. Le triangle a été fabriqué par RTM avec des tissus carbone spécialement réalisés par Hexcel. Sa masse théorique est de 1,54 kg, hors inserts métalliques représentatifs des articulations. La différence par rapport à la masse de la pièce présentée au JEC avec le Cetim (environ 1 kg) s'explique partiellement par la différence de géométrie (ici encore, la géométrie n'a pas été optimisée mais résulte d'une démarche d'ingénierie classique adaptée au choix du procédé) et l'usage d'une mousse de remplissage relativement dense.

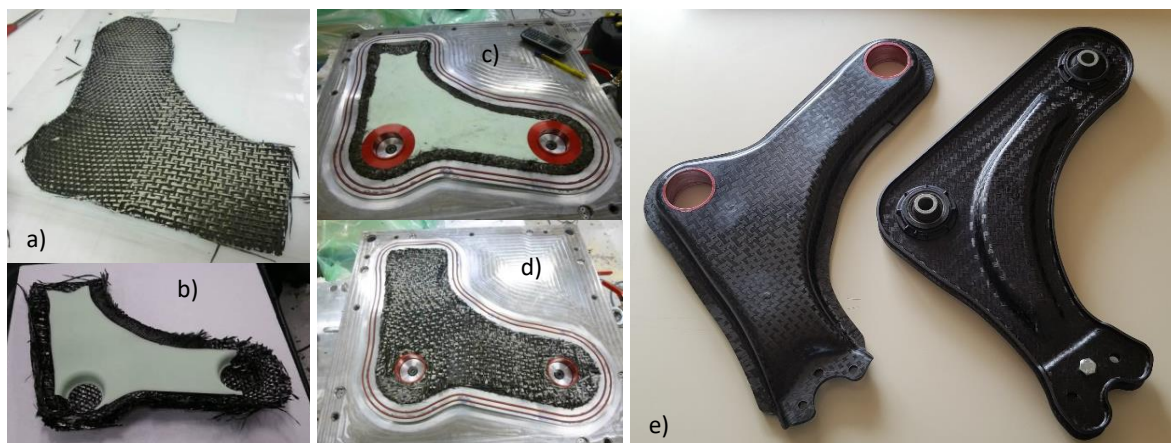


FIGURE 4.10 – Différentes étapes de la fabrication du triangle de suspension composite tissé. La fabrication a été réalisée au Pôle de Plasturgie de l'Est avec la participation de l'ensemble des partenaires du projet. a) Préforme tissée de la face inférieure. Le tissu interlock sur une partie de la pièce et dégénéré en stratifié de tissé 2D sur l'autre partie. b) Insertion d'un cœur en mousse dans la préforme. c) Mise en place dans le moule d'injection et ajout d'inserts métalliques. d) Préforme assemblée avant fermeture du moule. e) Vue du triangle COMPANIS-3D (à gauche) et du triangle Cetim (à droite).

### Quelques commentaires

De façon générale, les deux exercices précédents se sont heurtés à des difficultés similaires. Les programmes de recherche sont contraints dans leur durée et la nécessité de progresser rapidement impose d'évoluer dans un contexte de données incomplètes et rapidement changeantes. Dans un tel contexte, développer simultanément les procédés et les méthodes de conception représente un véritable challenge. La mise au point du procédé prend souvent le pas sur le développement de la méthodologie de conception, car elle est à la fois plus coûteuse et davantage critique pour fabriquer une pièce de démonstration.

Les propriétés mécaniques des composites dépendent fortement des procédés de fabrication,

en particulier dans le cas des tissés. Pour la conception, disposer de bases de données matériaux constitue ainsi un atout majeur qui permet, au plus tôt, d'extrapoler des valeurs de propriétés aussi proches que possible de celles des matériaux du projet qui ne seront produits et (partiellement) caractérisés que tardivement, une fois les procédés mis en place. En particulier, les seules données des fournisseurs (des propriétés élastiques et à rupture le plus souvent incomplètes) ne suffisent généralement pas à prévoir l'endommagement des pièces.

Les premières pièces produites arrivent en fin de projet et sont avant tout des pièces de démonstration des capacités des procédés mis en place. La vérification d'un cahier des charges mécanique représentatif est une tâche complexe qui, dans le cas du triangle thermoplastique du Cetim, a été effectuée dans une seconde étude, et qui n'a été que très rapidement abordée à la fin du projet COMPANIS-3D pour le triangle tissé. Ces phases d'études ultérieures ont manqué au projet, dont le résultat est ainsi loin d'être mature.

Pour le QSD comme pour COMPANIS-3D, mon apport scientifique a consisté à développer de méthodes d'optimisation adaptées aux procédés considérés. Toutefois, la clé du succès ne réside pas uniquement dans la qualité des travaux scientifiques réalisés. Les développements méthodologiques s'appuient sur la mise en place d'un vocabulaire commun entre des partenaires dont les cultures peuvent être très différentes. Il faut ensuite converger sur la formalisation des problèmes de conception à traiter. Les développements sont réalisés sur des cas simples, avec une première mise en œuvre numérique souvent très limitée. Leur transfert ultérieur constitue une tâche difficile et chronophage. Mettre en place une méthode d'aide à la conception destinée au bureau d'étude réclame des architectures logicielles modulaires, ouvertes et acceptées par les utilisateurs potentiels. Les outils doivent être robustes et applicables dans des situations variées, parfois difficiles à anticiper. Il faut enfin former les utilisateurs et assurer le support de l'outil. J'ai pu modestement m'essayer à chacune de ces activités avec de très enrichissantes interactions avec de nombreux ingénieurs et développeurs.

### 4.2.3 Conception de stratifiés réalisés par placement de fibres

Le projet européen FP7 CANAL<sup>6</sup> (CreAting Non-conventionAl Laminates) avait pour objectif d'exploiter le potentiel du procédé de placement automatisé de fibres sèches DFP (*Dry Fiber Placement*) pour la réalisation de stratifiés innovants NCL (*Non-Conventional Laminates*). Il s'agissait ainsi de développer une chaîne complète d'outils allant de la conception optimisée du stratifié jusqu'au pilotage de la machine de fabrication. Le projet s'appuyait sur des développements préalables dans deux domaines scientifiques et technologiques. Le premier domaine correspond à la fabrication additive composite par DFP combinée à des techniques d'injection de résine pour la consolidation du composite. Ces techniques permettent à la fois de limiter les chutes de matière, d'utiliser des matériaux moins coûteux que les préimprégnés, et de réaliser les pièces sans recourir à une cuisson en autoclave, à la fois longue et coûteuse. Le second domaine correspond au développement de stratifiés non-conventionnels, par opposition aux stratifiés classiques à base de plis unidirectionnels orientés à  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  et  $90^\circ$ . L'usage de machines de placement de fibres automatisé permet en effet d'élargir considérablement le domaine de conception en autorisant des trajectoires de fibres curvilignes ainsi que des chevauchements de mèches (citons par exemple les stratifiés de type AP-PLY [Nagelsmit et al., 2011]). Dans le cadre de ce projet, j'ai piloté la contribution de l'ONERA. Celle-ci a porté sur l'étude des procédés (en particulier la mesure et la prévision de la perméabilité des préformes sèches réalisées par DFP), la supervision des activités expérimentales du projet (12 configurations d'essais mécaniques, mesures de perméabilité, micro-tomographies, 5 couples fibre / résine, plusieurs centaines d'éprouvettes) et enfin la conception. Ma contribution scientifique a ainsi résidé dans le développement d'une méthode d'optimisation de stratifiés combinant tables de drapage et trajectoires de fibres curvilignes dans les plis, en collaboration avec Daniël Peeters et Mostafa Abdalla, à TU-Delft [Irisarri et al., 2016], que nous avons pu pousser dans le cadre du projet CANAL jusqu'à la démonstration expérimentale [Peeters et al., 2019].

6. Le projet CANAL a impliqué Dassault Aviation, Airbus, KU-Leuven, l'université de Stuttgart, TU-Delft, VZLU, IAI et le NLR et l'ONERA entre 2013 et 2017.

### Une méthode pour l'optimisation des arrêts de plis et des distributions d'orientation de fibres pour le placement de fibres

La démarche proposée dans [Irisarri et al., 2016] est schématisée en figure 4.11. Cette démarche s'inscrit dans le cadre de l'optimisation multiniveau des composites stratifiés, décrite en section 3.4. La première étape de l'optimisation est inchangée. L'optimisation continue des propriétés élastiques homogénéisées du stratifié fournit une solution idéalisée décrite sous la forme d'une distribution spatiale de l'épaisseur totale et des *lamination parameters*. Cette solution constitue une borne supérieure des performances réalisables, dans la mesure où s'affranchit de la majorité des contraintes de fabrication. L'approche proposée vise à fournir une distribution d'épaisseur et d'orientation de fibres pour chaque pli, permettant d'approcher au mieux les performances idéalisées issues de la première étape. L'optimisation est réalisée en deux étapes successives (dénommées étape 2.1 et 2.2 en figure 4.11) qui chacune combine un algorithme évolutionnaire et un algorithme à gradient, pour leur complémentarité dans la résolution des aspects combinatoires et continus du problème considéré.

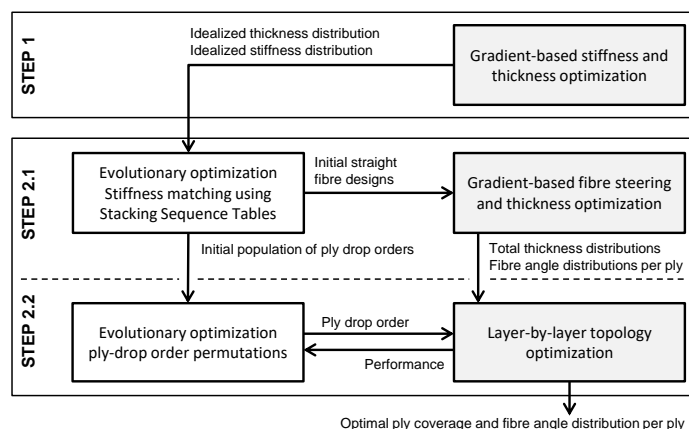


FIGURE 4.11 – Aperçu général de la stratégie proposée pour l'optimisation des arrêts de plis et des distributions d'orientation de fibres pour le placement de fibres [Irisarri et al., 2016].

L'étape 2.1 vise à fournir une première estimation de la distribution d'orientation des fibres dans chaque pli et de l'ordre des arrêts de plis. Cette étape est constituée d'une première phase de *stiffness matching*, réalisée au moyen de l'algorithme présenté en section 3.3. L'optimisation est réalisée avec une formulation à deux objectifs qui vise à identifier les meilleurs compromis entre proximité en membrane et proximité en flexion à la cible issue de l'étape 1. Les solutions non-dominées obtenues (constituée d'un empilement de plis d'orientation uniforme) sont ensuite chacune utilisées comme point de départ d'une optimisation continue dont les variables correspondent aux distributions spatiales des orientations des fibres dans chaque pli. À l'issue de l'étape 2.1, on dispose donc d'une famille de solutions constituées de plis décrits par des champs d'orientation de fibres (une contrainte de courbure est prise en compte). À cette étape, il subsiste toutefois une incohérence dans la description des épaisseurs de plis entre l'optimisation combinatoire et l'optimisation continue. En effet, l'optimisation combinatoire par tables de drapage traite de plis d'épaisseur constante et fournit une séquence d'arrêts de plis pour réaliser les variations d'épaisseur totale. Dans l'optimisation continue, tous les plis sont présents en tous points de la pièce et leur épaisseur varie proportionnellement à l'épaisseur totale. Le problème continu étant fortement multimodal, multiplier les points d'initialisation permet d'obtenir une famille d'optimum locaux parfois très différents, aussi bien du point de vue des performances que des distributions d'orientation de fibre.

L'étape 2.2 vise donc à corriger les distributions d'épaisseur pour définir des frontières de plis nettes. Cette fois optimisation évolutionnaire et optimisation continue sont imbriquées. Un algorithme évolutionnaire spécialement adapté gère les permutations des arrêts de plis. Chaque solution proposée fait l'objet d'une optimisation continue en densité de la forme des couches et

des orientations de fibres. L'optimisation topologique en densité et l'actualisation des orientations locales de fibres sont réalisées de façon itérative et amorcées sur une solution issue de l'étape 2.1. Les densités sont forcées à converger vers 0 ou 1 par une approche de pénalisation explicite. À l'issue de l'étape 2.2, les solutions sont décrites sous la forme d'une table de drapage dans laquelle chaque pli correspond à une distribution spatiale d'orientation des fibres, susceptible d'être interprétée en trajectoires de dépose pour une machine de placement de fibres.

### Démonstration expérimentale

La phase de démonstration du projet CANAL a porté pour partie sur la conception et la réalisation de petits panneaux de  $600 \times 400$  mm optimisés pour le flambement. Deux couples fibre / résine ont été employés (mèches Cytec PRISM TX1100 avec résine EP2400 PRISM et mèches Hexcel HiTape avec résine RTM6), qui diffèrent principalement par l'épaisseur des mèches (respectivement 0,19 mm et 0,12 mm) et par le rayon de courbure minimal requis pour éviter le plissement des mèches (respectivement 800 mm et 400 mm d'après les tests effectués au NLR). Une attention particulière a été apportée à la formulation d'un problème d'optimisation pertinent du point de vue numérique mais aussi expérimental. De fait, la conception des panneaux a été réalisée dans un contexte de fortes incertitudes. D'une part, les propriétés matériaux étaient partiellement méconnues. D'autre part, le modèle EF employé pour estimer le comportement et le flambement des panneaux est un simple modèle coque, basé sur l'usage de propriétés homogénéisées. Les détails de la préforme ne sont donc pas décrits, en particulier les coupures de mèche et les zones riches en résine dans les plis, mais aussi dans les zones de transition d'épaisseur. La démonstration ne pouvait donc pas consister en une simple validation expérimentale des performances optimisées prévues par le modèle. L'objectif du projet étant de démontrer l'apport des stratifiés non-conventionnels pour l'allègement des structures, avec un gain escompté de 15 %, on a choisi de définir deux solutions de référence de même masse, une pour chaque couple de matériaux envisagé, et de proposer trois solutions non-conventionnelles 15 % plus légères. De la sorte, c'est la comparaison entre les performances expérimentales des solutions de références et des solutions non-conventionnelles qui permet de valider ou non ces dernières. Le modèle numérique est avant tout utilisé comme outil de classement des solutions. La figure 4.12 illustre pour l'exemple les formes de plis et trajectoires de fibres obtenues à l'issue de l'optimisation numérique pour un panneau d'épaisseur et de rigidité variables réalisé en HiTape/RTM6.

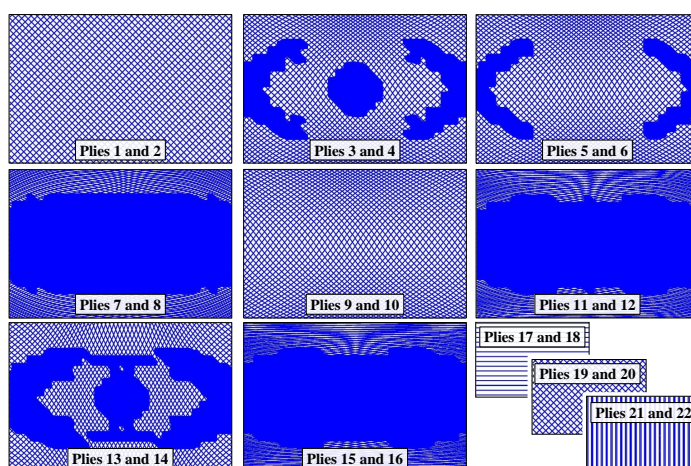


FIGURE 4.12 – Trajectoires de fibres et formes des plis pour un panneau de démonstration d'épaisseur et de rigidité variables réalisé en HiTape/RTM6. La moitié supérieure de l'empilement est présentée par paire de plis équilibrées orientées à  $\pm\theta$ . Les lignes bleues correspondent aux trajectoires des fibres. Les zones où le pli est absent sont représentées par des aplats de couleur bleue.

La fabrication a été réalisée par le NLR. Les préformes ont été réalisées avec une machine Coriolis, puis consolidées par une méthode d'injection sous vide (VARTM). L'interprétation des

Panneau	Force de flambement prévue [kN]	Force de flambement moyenne [kN]	Différence entre les deux panneaux [kN]	Écart avec la prévision [%]	Écart à la référence [%]
Référence, 26 plis	71,8	78,0	4,0	8,6	-
Épaisseur variable (VT)	85,2	75,5	3,0	-11,4	-3,2
Référence, 40 plis	71,1	68,5	7,0	-3,7	-
Rigidité variable (VS)	60,2	63,5	3,0	5,5	-7,3
Rigidité variable (VSVT)	73,3	76,5	3,0	4,4	11,7

TABLEAU 4.1 – Synthèse des résultats numériques et expérimentaux.

distributions d'orientation et de densité pli à pli a été réalisée au cas par cas par des experts pour définir les trajectoires de mèches pour la fabrication. Les solutions réalisées diffèrent essentiellement des solutions proposées après optimisation en trois points.

1. Les distributions de densité optimisées font apparaître des îlots de matière trop petits pour être fabriqués. En effet, le procédé impose une longueur minimale de dépose dont il n'est pas tenu compte dans l'optimisation.
2. Les distributions d'orientation de plis sont interprétées pour former des trajectoires décrites par des splines sur des secteurs dont la largeur correspond à la largeur de la tête de dépose. Plusieurs mèches parallèles sont déposées simultanément, formant ainsi des secteurs parallèles. Les splines ont en outre été étendues pour fabriquer une préforme de 700 × 500 mm permettant d'usiner les bords du panneau.
3. La fabrication par placement de mèches présente l'alternative classique : *gap or overlap?*. Les mèches ne peuvent être déposées selon des trajectoires curvilignes parallèles au niveau de leur ligne moyenne sans chevauchement. Le concepteur a donc le choix entre accepter ces chevauchements et les variations d'épaisseur qui en découlent, ou couper certaines mèches pour conserver une épaisseur constante. Couper les mèches engendre de nombreuses poches de matrice dans les plis, dont les conséquences, si elles sont difficiles à quantifier, sont négatives sur la tenue du pli, et dans une moindre mesure sur sa rigidité en réduisant le taux de fibre global. A contrario, les chevauchements de mèches engendrent une certaine ondulation des fibres, préjudiciable à la rigidité dans le plan du pli, mais potentiellement bénéfiques en flexion. Les chevauchements s'accompagnent aussi d'une légère augmentation de masse par rapport au modèle de dimensionnement. Dans ces travaux le fabricant a opté pour une solution intermédiaire autorisant certains chevauchements pour minimiser le nombre de coupes. De la sorte, la masse des panneaux est maîtrisée et reste très proche de la masse estimée lors du dimensionnement.

La réalisation des essais a été confiée à VZLU. Les résultats expérimentaux sont résumés et comparés aux prévisions dans le tableau 4.1. Remarquons tout d'abord que réduire l'épaisseur de 15 % équivaut, à tout autre paramètre égal par ailleurs, à réduire la force de flambement de 38 % puisque celle-ci varie avec le cube de l'épaisseur. Il est donc tout à fait probant de constater que les performances des solutions non-conventionnelles varient entre -7 % et +11,7 % par rapport à leur référence. Bien que significativement plus légères, les performances au flambement des solutions non-conventionnelles peuvent égaler voire dépasser les performances des solutions de référence. Remarquons de plus que les différences observées entre panneaux identiques sont faibles. En particulier, les panneaux non-conventionnels ne semblent pas présenter de dispersion plus marquée que les panneaux de référence (ce propos étant à relativiser compte-tenu du peu de répétitions d'essais).



### 4.3 Optimiser les empilements pour des essais "pensés pour les composites"

#### 4.3.1 Conception numérique et analyse d'essais sur panneaux raidis pour l'étude des effets de petits chocs sur le flambement

J'ai déjà évoqué au chapitre 2 le PRF "Transition statique / dynamique dans les structures composites" pour son volet dédié aux assemblages composites que j'ai piloté. J'ai aussi contribué dans ce même cadre à l'étude des effets de chocs à faible énergie et faible vitesse sur le comportement des structures composites. Plus précisément, j'ai cherché à exploiter l'optimisation des empilements composites pour concevoir un essai adapté. L'idée que j'ai proposée consiste à caractériser les effets des dommages induits par l'impact sur la force critique de flambement d'un panneau et le mode correspondant. Les effets devaient être estimées par comparaison entre le comportement sain et le comportement résiduel après impact d'un même panneau, de sorte à limiter les coûts et le nombre de spécimens nécessaires à l'étude, ainsi que les sources de dispersion. Pour ce faire, j'ai donc dimensionné des panneaux raidis, de configurations et de dimensions différentes, selon le cahier des charges suivant.

- Le premier flambement ne devait entraîner aucun endommagement matériau.
- La marge entre la force critique de premier flambement et la force de premier endommagement ou d'effondrement du panneau devait être suffisante pour observer un mode de flambement clairement établi, sans pour autant générer d'endommagement.

La suite de cette section reprend une partie du contenu présentés plus en détails dans [Irisarri et al., 2015b].

#### Conception numérique des panneaux et du dispositif expérimental

Je me suis basé pour cette étude sur la configuration étudiée dans ma thèse, elle-même inspirée de panneaux étudiés dans [Falzon et al., 2000]. En effet, ces panneaux présentent une très large plage de post-flambement sans décollement de raidisseurs ni endommagement matériau significatif. De plus, les efforts de flambement et de ruine du panneau, ainsi que les dimensions globales étaient compatibles avec une presse de 1500 kN disponible à l'ONERA, reconvertie pour ce besoin en machine d'essais au cours du PRF<sup>7</sup>. Néanmoins, le matériau employé pour le projet, le T700GC/M21, diffère du matériau utilisé en [Falzon et al., 2000], le T800/924C. Les empilements et nombres de plis des peaux et des raidisseurs ont donc été redéfinis pour les besoins de l'étude. Pour ce faire, je me suis basé sur les résultats d'optimisation présentés en figure 3.5, plus particulièrement sur la solution P1, dont j'ai transposé les empilements selon une logique de *stiffness matching*. J'ai ainsi déterminé de nouveaux empilements dont l'épaisseur totale et les propriétés élastiques macroscopiques correspondent approximativement à la solution P1.

Une analyse élastique en grandes transformations pilotée en déplacement a été réalisée pour évaluer en aveugle le comportement du panneau en flambement et post-flambement. Le flambement du panneau intervient dans la baie centrale, selon un mode de peau à cinq demi-longueurs d'onde. Le flambement est piloté par la géométrie et correspond davantage à une divergence d'équilibre progressive qu'à une instabilité brutale. Il faut ainsi analyser l'évolution du déplacement hors-plan ou des déformations au niveau des ventres du mode pour estimer une limite de flambement. En l'occurrence, on détecte un changement de régularité dans ces courbes pour un effort d'environ 140 kN. De façon alternative la force de flambement peut-être estimée par une analyse en valeurs propres. Partant de la configuration déchargée, ce type d'analyse tend à surestimer la force critique de flambement (170 kN environ) puisqu'il n'est pas tenu compte de la mise en flexion progressive du panneau liée à la dissymétrie de sa géométrie (une face plane et une face raidie). Ce type d'analyse présente toutefois l'intérêt de retourner plusieurs

7. Cette machine reste aujourd'hui le moyen d'essais de plus forte capacité disponible à l'ONERA, qui a trouvé son utilité dans de nombreuses études ultérieures pour Safran, Ariane Group ou Airbus.

valeurs propres, permettant ainsi d'étudier la compétition entre modes. De façon typique pour un panneau optimisé en flambement, les premiers modes sont très proches pour la configuration étudiée (ici, les modes à quatre et cinq demi-longueurs d'onde). Il est ainsi difficile d'anticiper le mode qui sera réellement observé sur la base de ces simulations, dans lesquels les dimensions géométriques, conditions aux limites et comportement matériaux sont idéalisés.

La première rupture de pli prévue par le calcul intervient avant l'effondrement élastique du panneau, pour un effort proche de 650 kN. La plage d'effort entre le premier flambement du panneau et le premier endommagement a donc été estimée suffisante pour les besoins de l'étude. Le système d'ancrage des panneaux a été dimensionné à partir des efforts estimés par la simulation EF. Ces simulations ont aussi permis de réfléchir à l'instrumentation des essais, en particulier à la mesure des déplacements nécessaires pour la comparaison essais / calculs. En effet, compte-tenu de la grande sensibilité du flambement aux conditions aux limites et aux imprécisions géométriques, nous avons souhaité utiliser la corrélation d'images pour mesurer les déplacements appliqués au panneau. Il s'agissait à l'époque d'une première dans l'équipe pour des structures de cette dimension. Deux systèmes de stéréo-corrélation ont donc été déployés, le premier en champ large sur la face plane du panneau, le second en face opposée, sur une zone plus restreinte, dans l'intention d'observer un éventuel cloquage et sa propagation au niveau des zones impactées. Le dispositif d'essais mis en place sur la base de ces travaux numérique est illustré en figure 4.13.

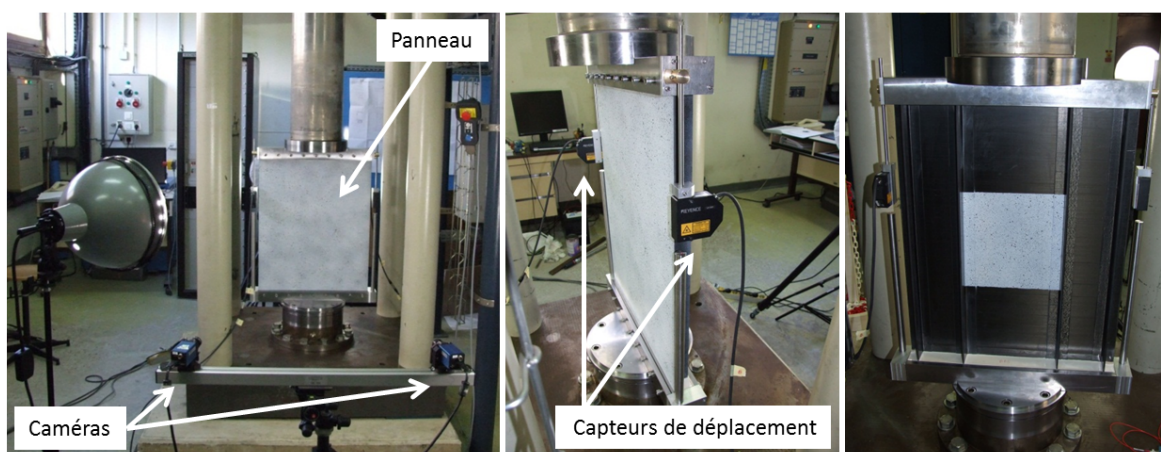


FIGURE 4.13 – Aperçu du dispositif expérimental mis en place pour la compression de panneaux raidis.

#### Des prévisions numériques à la réalité expérimentale

Confronter avec l'expérience une démarche de conception numérique implique de s'intéresser à de nombreux aspects technologiques. J'ai ainsi participé à la recherche d'un sous-traitant capable de fabriquer des panneaux de qualité aéronautique. Celle-ci a finalement été confiée à la société FMC Composites. Quatre panneaux ont été fabriqués selon la configuration discutée précédemment. Les panneaux ont été réceptionnés à l'ONERA et contrôlés en matière de respect des spécifications dimensionnelles et de santé matière. La thermographie infrarouge impulsionnelle [Roche J.-M., 2014], a été utilisée pour vérifier l'absence de défauts significatifs. Afin de contrôler au mieux les conditions aux limites, les extrémités des panneaux ont été coulées dans des blocs de résine, puis rectifiés afin d'assurer la planéité et le parallélisme des faces d'introduction de l'effort.

De façon générale, tous les panneaux ont subi successivement (i) quelques cycles de compression et de flambement, (ii) un impact et (iii) un essai de compression après impact. Les essais de compression sur panneau sain ont été répétés pour vérifier la bonne reproductibilité des résultats, en particulier du mode de flambement, après montage et démontage sur la machine d'essais. Les modes observés sont illustrés en figure 4.14. On observe bien expérimentalement la compétition prévue numériquement entre les modes à quatre et cinq demi-longueurs d'onde. La corrélation d'images permet d'obtenir des mesures de champs qu'il est possible d'analyser de la même ma-

nière que les résultats EF. Les forces de flambements estimées à partir des déformations longitudinales  $\varepsilon_{yy}$  relevées par des jauges virtuelles aux ventres des déformées (voir figure 4.15) varient entre 134 kN et 146 kN, ce qui est cohérent avec les prévisions numériques. La même méthode est employée pour l'analyse du calcul non-linéaire et celle de l'essai.

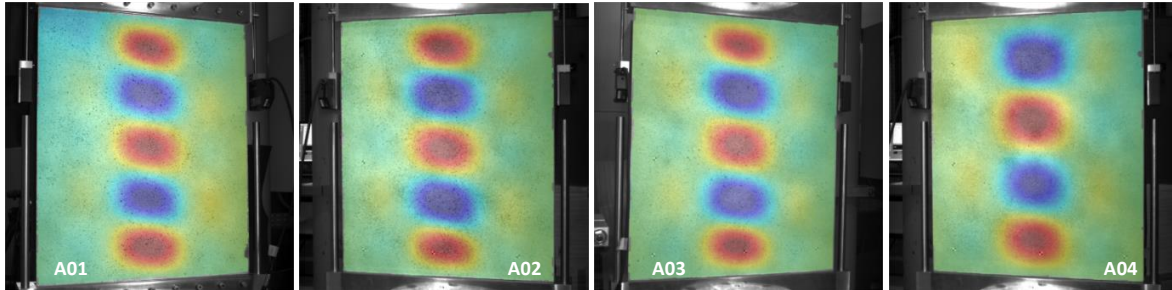


FIGURE 4.14 – Modes de flambement : visualisation des déplacements hors-plan mesurés par stéréocorrélation d'images.

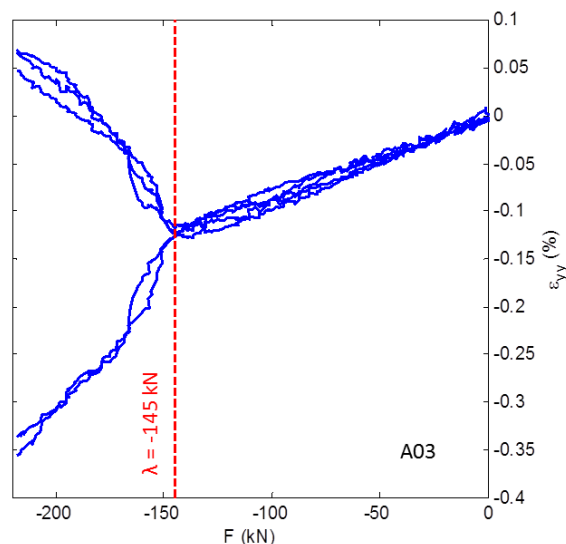


FIGURE 4.15 – Évolution de la déformation longitudinale aux ventres du mode de flambement du panneau A03.

Les panneaux ont par la suite été impactés sur une tour de chute et contrôlés après impact par scan ultrasonore en immersion afin de déterminer l'étendue des défauts induits autour du point d'impact. Certains panneaux ont été impactés au niveau de leur baie centrale et d'autres panneaux sous la semelle de l'un des raidisseurs avec des énergie d'impact de 20 J à 40 J. Des simulations de performances résiduelles après impact avaient été effectuées en amont en représentant les zones endommagées par des perforations. Toutefois cette modélisation se sont avérées peu exploitables car elles surestimaient les défauts induits et leur influence sans pour autant permettre d'estimer leur propagation. De façon générale, les essais de compression après impact réalisés n'ont permis de d'observer aucune propagation des dommages induits (via les champs de déplacement ou le suivi des émissions acoustiques). Aucune réduction significative de la force de flambement n'a été observée. Toutefois une influence nette du lieu d'impact sur le mode de flambement a été constatée. Ainsi, dans le cas du panneau A02, impacté sur un nœud du mode du panneau sain, le mode de flambement est passé de cinq à quatre demi-longueurs d'ondes. Par opposition, le panneau A01, impacté en un ventre du mode du panneau sain, n'a subit qu'une inversion du mode, qui semble moins significative. Les résultats présentés en figure 4.16 viennent conforter ces observations dans la mesure où ceux-ci se répètent pour une seconde configuration géométrique. Lorsque l'impact se produit sur un nœud du mode du panneau sain, le lieu d'impact devient un ventre du

nouveau mode observé dans les essais de performances résiduelles.

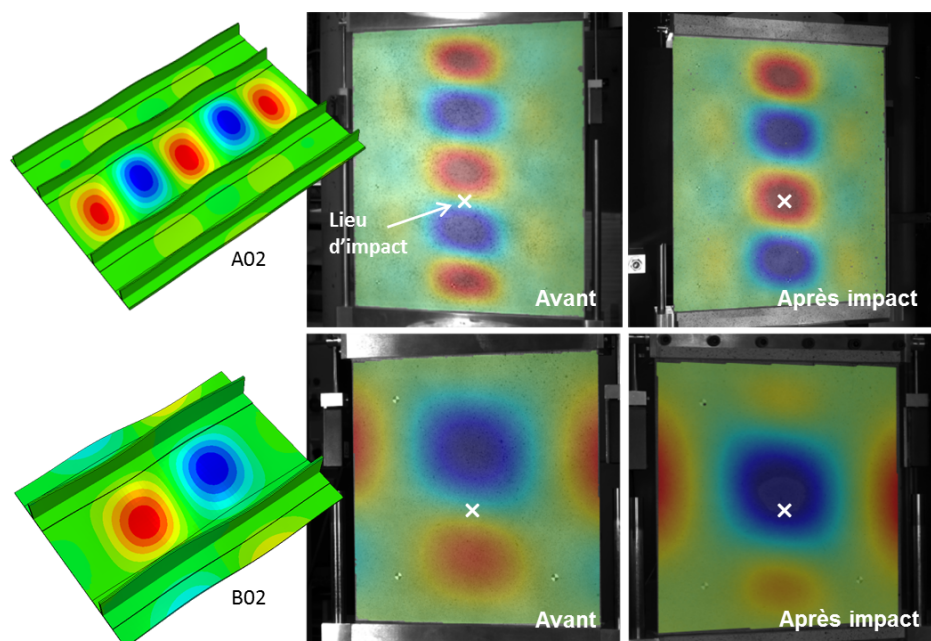


FIGURE 4.16 – Influence des impacts à un nœud du mode de flambement pour deux configurations géométriques. Le lieu de l’impact est indiqué par une croix blanche sur les photos.

Ces travaux ont initié dans l’équipe une dynamique concernant le développement de la corrélation d’images numériques, dont ont par exemple bénéficié les travaux menés sur le triangle de suspension (voir section 4.2.1). Ils ont en outre permis d’amorcer une dynamique parallèle pour le développement de nos capacités d’essais sur structures. Je reviendrais sur ce second point dans les perspectives de ce mémoire, au chapitre 5.

#### 4.3.2 Un essai de traction pour caractériser la résistance en compression sens fibres d’un pli unidirectionnel

Cette section s’appuie sur l’article [Laurin et al., 2018]. Il s’agit ici de concevoir un essai d’identification de la résistance en compression sens fibre du matériau composite. Nous avons traité cet exercice de façon originale, en combinant compréhension et modélisation fine du comportement du matériau d’une part, et optimisation des stratifiés d’autre part.

L’identification de la résistance en compression sens fibre d’un pli unidirectionnel (UD) reste un challenge aussi bien en laboratoire que dans l’industrie. La résistance en compression du pli UD est généralement déterminée à partir d’un essai de compression uniaxiale sur un stratifié UD  $[0_n]_s$ . Plusieurs normes sont applicables, parmi lesquelles les normes ASTM D695-15 et EN2850 AECMA sont les plus utilisées dans le domaine aéronautique. Localement, le mécanisme de ruine observé correspond au *kinking* des fibres, c’est-à-dire à un mode de flambement localisé. Le *kinking* a été largement étudié dans la littérature [Budiansky and Fleck, 1993; Daum et al., 2019; Pinho et al., 2012]. En particulier, de nombreuses études montrent la grande sensibilité du *kinking* à de multiples facteurs expérimentaux tels que la géométrie des éprouvettes, le principe d’introduction de l’effort ou encore le désalignement des fibres. Les éprouvettes sont le plus souvent fines afin d’être représentatives des procédés de fabrication des panneaux aéronautiques. Les longueurs utiles sont donc nécessairement très courtes afin d’éviter une ruine prématurée par flambement global (la longueur recommandée par la norme EN2850 AECMA est de 10 mm). Avec ce type de géométries, la rupture des éprouvettes intervient généralement en sortie de mors, en raison des sur-contraintes locales. La dispersion expérimentale qui en découle est très importante, typiquement de l’ordre de 10 %. Les valeurs admissibles de dimensionnement, de type valeurs A ou valeurs B, telles que définies dans le MIL-HDBK-17-1F sont donc très inférieures aux moyennes

expérimentales<sup>8</sup>, ce qui contribue à pénaliser les solutions composites par rapport aux solutions métalliques, mieux maîtrisées.

De nombreux travaux ont été publiés visant à réduire cette dispersion expérimentale. Lee et Soutis [Lee and Soutis, 2007] proposent d'augmenter simultanément la longueur et la largeur des éprouvettes afin de réduire l'influence des bords sur la résistance identifiée. Toutefois, la rupture intervient toujours dans les mors et la dispersion reste importante (autour de 5 %). De plus, pour une faible épaisseur, les dimensions de l'éprouvette, pour éviter le flambement de la structure avant la rupture matériau, doivent rester faibles. Une alternative aux essais de compression consiste à réaliser des essais de flexion sur éprouvettes planes [Carbajal and Mujika, 2009], la résistance sens fibre étant nettement plus faible en compression qu'en traction. Toutefois, avec ces montages, la rupture intervient usuellement sous les rouleaux en raison de la surcontrainte locale engendrée. L'essai de compression rotulée [Laurin et al., 2016] permet, en décalant la ligne d'application de l'effort du feuillet moyen de l'éprouvette, de générer un chargement de flexion quasi-pure, sans problèmes d'indentation sous les rouleaux. Ce dispositif expérimental permet d'observer la rupture en compression sens fibre, dans la zone utile, sur les plis extérieurs. La détermination de la résistance en compression longitudinale s'effectue par méthode inverse à l'aide d'une simulation éléments finis, tenant compte à la fois des non linéarités géométriques et du comportement élastique non-linéaire du pli en sens fibre. La complexité de cette analyse pénalise le déploiement de cette solution dans l'industrie.

L'objectif de nos travaux a consisté à proposer un essai d'identification de la résistance en compression sens fibre du pli UD répondant à la triple exigence suivante. Il doit :

- être simple à réaliser,
- permettre de minimiser la dispersion expérimentale,
- et être adapté à des méthodes d'analyse rapides dans l'optique d'un transfert vers nos partenaires industriels.

### Un stratifié qui rompt en compression sous une sollicitation de traction!

Les principales difficultés liées aux essais standardisés découlent de la nécessité d'éviter le flambement de l'éprouvette. Un essai de traction permet naturellement de s'affranchir des risques de flambement. L'idée majeure de ce travail consiste donc à déterminer une séquence d'empilement de type  $[\theta_1 \theta_2 \dots 90_1/2]_s$  pour laquelle la ruine de l'éprouvette stratifiée sous sollicitation de traction est due à la rupture du pli central à 90° en compression sens fibre par effet Poisson.

Certains cas de rupture en compression longitudinale pour un essai de traction sur stratifié ont déjà été observés dans la littérature. Dans le cadre du WWFE-I [Kaddour et al., 2013], par exemple, le cas test 4 consistait à prévoir l'enveloppe de rupture d'un stratifié  $[90_1 30_2 -30_2]_s$  en Eglass / LY556 dans le plan des contraintes macroscopiques  $(\Sigma_x, \Sigma_y)$ . La figure 4.17.a présente les points expérimentaux et les résultats des simulations réalisées avec le modèle OPFM [Laurin et al., 2007]. Le modèle décrit fidèlement l'enveloppe de rupture expérimentale. En particulier, le chargement de pente de l'enveloppe de rupture observable pour la combinaison d'une forte traction longitudinale et d'une faible traction transverse, retranscrit un changement de scénario de ruine. Le scénario d'endommagement et de rupture de l'éprouvette sollicitée en traction uniaxiale dans la direction  $x$ , est décrit en figure 4.17.b. Celui-ci consiste en la fissuration successive des plis orientés à 90° puis à  $\pm 30^\circ$ , suivi de la rupture en compression sens fibre des plis à 90°, qui correspond à la rupture finale de l'éprouvette. Cet essai n'est pas approprié pour une identification simple de la résistance en compression sens fibre, dans la mesure où des endommagements matriciels apparaissent avant la rupture finale du pli à 90°. En effet, ces endommagements induisent des reports de charge complexes entre les plis. De plus, il a été montré expérimentalement un fort couplage entre l'état d'endommagement du pli et sa résistance apparente en compression longitudinale

8. La valeur A (resp. B) correspond à la valeur telle que 99 % (resp 90 %) des réalisations lui soient supérieures, et ce avec 95 % de confiance).

[Eyer et al., 2017]. Il s'agit donc de s'assurer que le stratifié ne s'endommage pas avant la rupture du pli central à 90°.

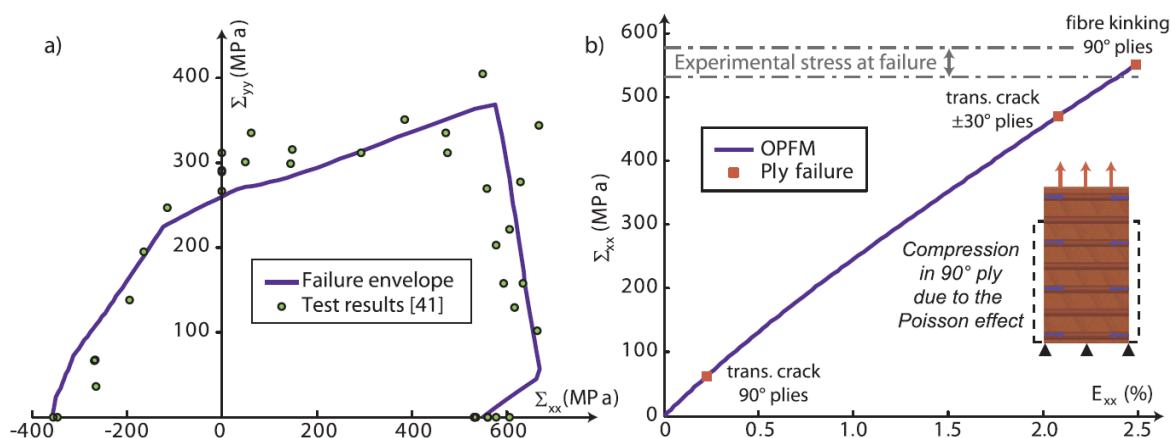


FIGURE 4.17 – a) Enveloppe de rupture prévue par le modèle OPFM pour un stratifié  $[90\ 30_2\ -30_2]_s$  dans le plan  $(\Sigma_{xx}, \Sigma_{yy})$ . b) Comportement macroscopique et scénario de rupture pour ce stratifié sous chargement de traction uniaxial.

Le matériau de l'étude est un préimprégné carbone/époxy T700GC / M21 avec un grammage de  $268\text{ g/m}^2$ . L'épaisseur du pli est d'environ  $0,26\text{ mm}$ . On travaille ici avec un stratifié de 17 plis, symétrique et équilibré afin de minimiser les couplages élastiques. Le pli central est orienté à  $90^\circ$ . Le problème d'optimisation consiste à rechercher les empilements dont le premier endommagement sous un chargement de traction uniaxiale correspond à la rupture des fibres en compression dans le pli central. Dans la mesure où l'ordre d'empilement n'influence pas les propriétés de membrane du stratifié, 4 variables d'optimisation  $\theta_i = 1, \dots, 4$  suffisent à décrire l'espace de conception formé par les empilements de type  $[\pm\theta_1 \pm\theta_2 \pm\theta_3 \pm\theta_4\ 90_1/2]_s$ . Afin de rester proche des pratiques industrielles, les variables prennent leur valeur dans l'ensemble discret  $\{0, 15, 30, 45, 60, 75\}$ . Ainsi formulé, le problème d'optimisation se résume à un problème de faisabilité dont l'espace de conception comprend 126 stratifiés présentant des proportions d'orientations de plis différentes.

Les empilements sont évalués à l'aide du modèle OPFM. Afin de prévoir de manière satisfaisante l'apparition des premières fissurations transverses dans le stratifié, le modèle OPFM prend en compte la viscoélasticité de la matrice, les contraintes résiduelles de cuisson et l'influence de l'épaisseur du pli sur la résistance apparente à la fissuration matricielle. De plus, le modèle décrit le comportement élastique non-linéaire du pli en sens fibre ( $0^\circ$ ) sous sollicitation de traction (rigidification) et de compression (assouplissant), essentiel pour l'identification inverse de la résistance en compression longitudinale d'un pli UD. Le modèle est combiné à la théorie classique des stratifiés étendue aux comportements non-linéaires et implémenté dans Matlab. Le temps d'évaluation unitaire est inférieur à la dizaine de secondes. Remarquons que le modèle ne permet de capturer ni les effets d'ordre d'empilement sur la fissuration des plis, ni les délaminages. Une fois les orientations de plis déterminées, nous nous appuyons donc sur les règles de conception usuelles pour proposer un ordre d'empilement.

À l'issue de la phase d'énumération, deux solutions vérifient les conditions imposées :  $[0_2 (\pm 30)_2 \pm 45\ 90_{1/2}]_s$  et  $[\pm 15 (\pm 30)_2 \pm 45\ 90_{1/2}]_s$ . La première solution a été retenue car ses 4 plis à  $0^\circ$  assurent un comportement quasi-linéaire jusqu'à rupture. L'ordre d'empilement a été déterminé *a posteriori* afin de réduire les effets de poisson contrariés entre plis consécutifs et ainsi minimiser les risques de délaminages. L'empilement retenu pour la suite est ainsi le suivant :  $[-30\ -45\ -30\ 0_2\ 30_2\ 45\ 90_{1/2}]_s$ .

### Résultats et comparaison avec les essais de compression usuels

Une plaque a été réalisée à l'ONERA, sous presse chauffante. L'épaisseur moyenne du stratifié est de  $4,45\text{ mm}$ . Quatre éprouvettes haltère (numérotées 1 à 4 dans la suite) ont été usinées dans

la plaque avec une zone utile de 130 mm de long pour 30 mm de large. Une cinquième éprouvette a été usinée avec une largeur utile réduite à 20 mm afin d'estimer l'influence de la largeur sur la résistance identifiée. Enfin, une sixième éprouvette a été ajoutée au plan d'expérience, de zone utile 130 mm × 30 mm. La géométrie des éprouvettes est détaillée en figure 4.18a. De la glu a été appliquée sur les bords des éprouvettes 1 à 5, le long de la zone utile, afin d'éviter les délaminages de bord, l'éprouvette 6 servant de témoin.

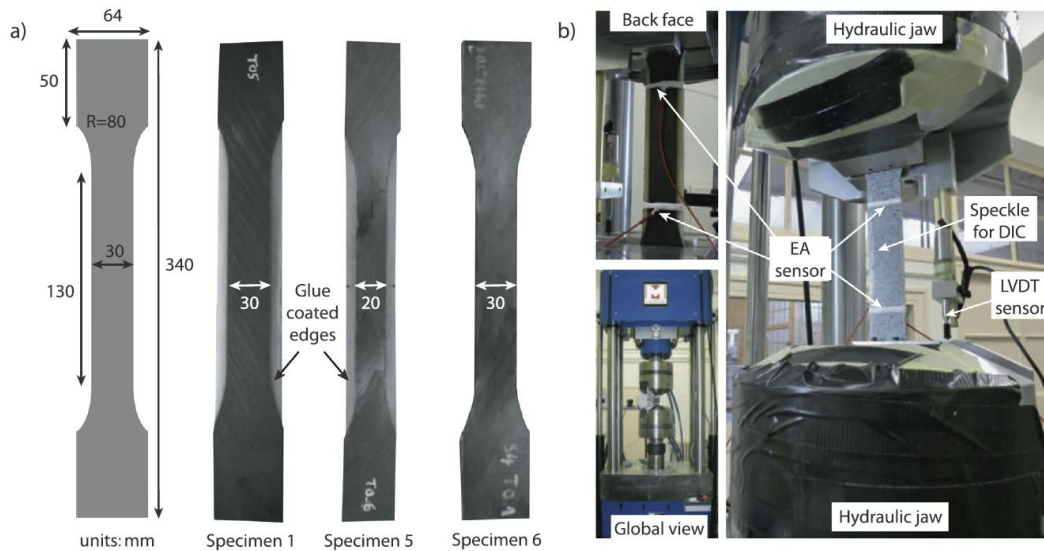


FIGURE 4.18 – a) Dimensions géométriques des éprouvettes. b) Dispositif expérimental.

Les essais de traction ont été réalisés sur une machine hydraulique MASER d'une capacité maximale de 500 kN associé à des mors hydrauliques, présentée sur la figure 4.18b. Les essais ont été contrôlés en déplacement à une vitesse de 0,2 mm/min. Outre les mesures de force et de déplacement fournie par la machine, les essais ont été suivis par stéréo-corrélation d'images pour quantifier les déplacements et déformations sur la surface des éprouvettes. Suivi des émissions acoustiques et thermographie infrarouge passive ont aussi été utilisés afin de détecter d'éventuels endommagements avant rupture.

La figure 4.19.a montre que la réponse globale des éprouvettes est quasiment linéaire jusqu'à rupture. La rupture se produit dans la section utile pour toutes les éprouvettes, ce qu'illustre la figure 4.19.b pour l'éprouvette 1. Aucun endommagement n'a pu être détecté avant rupture pour les éprouvettes dont les bords étaient recouverts de glu. En particulier, malgré une fréquence d'acquisition de 200 Hz pour la caméra thermique, aucune prémisses à la rupture n'a pu être détecté. La figure 4.20 illustre la soudaineté de la rupture. L'éprouvette n° 3 a été chargée une première fois jusqu'à 98 % de l'effort moyen à rupture constaté pour les éprouvettes 2, 3 et 4 avant interruption de l'essai. Aucun endommagement n'a pu être détecté ni par C-scan, ni par tomographie X. L'éprouvette a par la suite été rechargée jusqu'à rupture.

Une analyse détaillé *post-mortem* des éprouvettes rompues permet de valider le scénario d'endommagement. Les éprouvettes 4 et 5 ont ainsi été étudiées par tomographie X, avec des résultats similaires. Les éprouvettes 2 et 4 ont par la suite été découpées et préparées pour être étudiées au microscope à balayage électronique. La figure 4.21 montre les bandes de *kinking* observées pour l'éprouvette 2 dans le pli central à mi-largeur de la zone utile. Les bandes de *kinking* sont observées dans le plan de l'éprouvette. En effet, l'effet Poisson génère à la fois des déformations de compression dans la direction transverse et dans la direction hors-plan. Dans le plan d'observation, le bande de *kinking* forme un angle proche de 15° avec la direction de sollicitation, ce qui est cohérent avec les observations de la littérature [Vogler and Kyriakides, 2001].

En l'absence de délaminage de bord, la déformation à rupture en compression sens fibre peut être mesurée directement à partir de l'essai et correspond à la déformation transverse au centre de la zone utile. Le modèle OPFM permet de remonter à la contrainte de compression longitudinale

### 4.3. Optimiser les empilements pour des essais "pensés pour les composites"

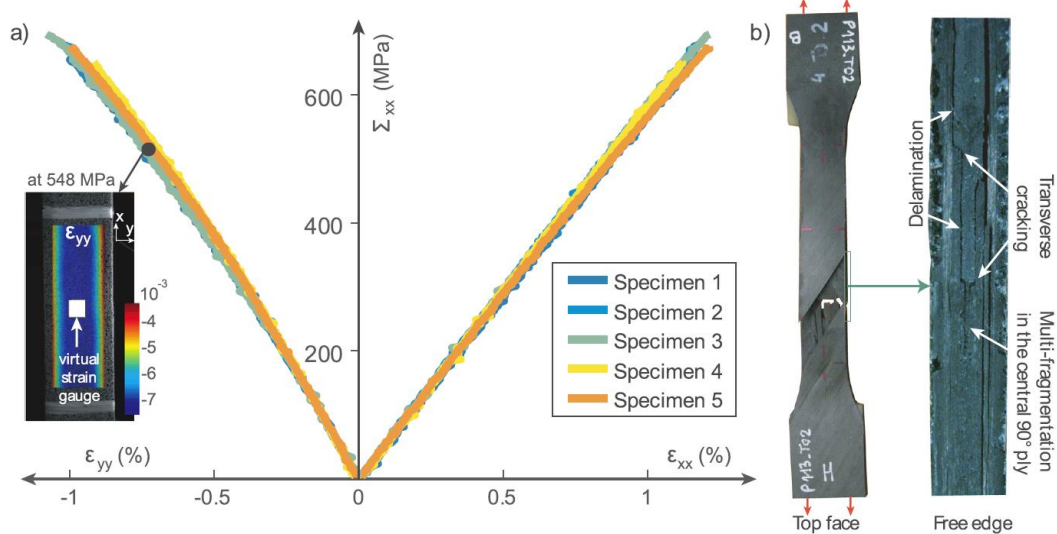


FIGURE 4.19 – Réponse globale des éprouvettes en traction uniaxiale. Faciès de rupture de l'éprouvette 1.

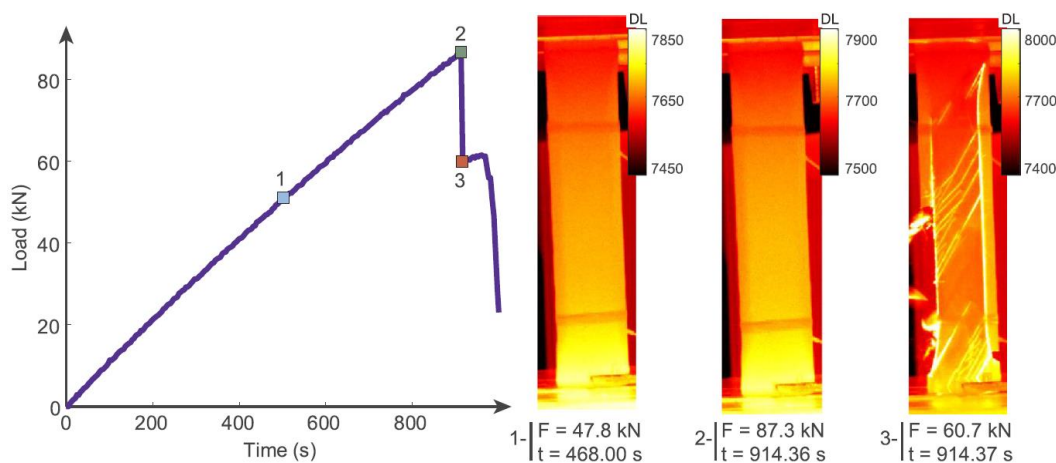


FIGURE 4.20 – Images de thermographie infrarouge pour l'éprouvette 4. L'image 2 a été prise environ 10  $\mu$ s avant la rupture de l'éprouvette. Aucune fissuration n'est visible sur les deux premières images.

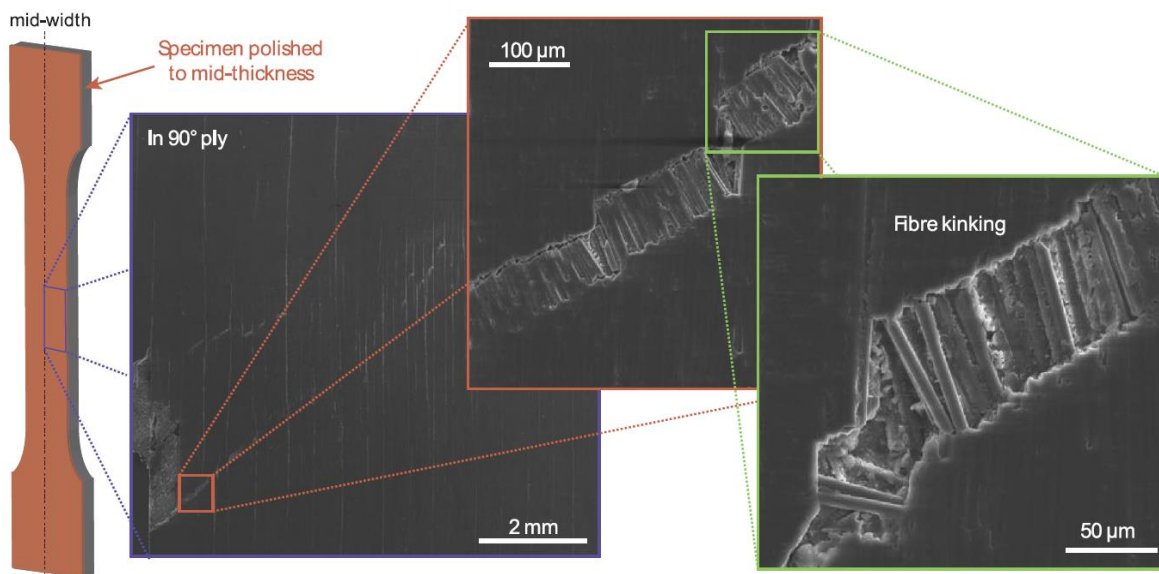


FIGURE 4.21 – Image MEB de la bande de kinking observée dans le pli à 90° à mi-épaisseur de l'éprouvette 2.



Numéro de l'éprouvette	1	2	3	4	5
Contrainte macro. à rupture [MPa]	660	679	694	651	674
Contrainte moyenne [MPa] (CV %)	671 (2,5)				
Déformation à rupture [%]	-1,00	-1,00	-1,08	-0,91	-0,99
Déformation moyenne [%] (CV %)	-1,00 (6,2)				
Résistance $X_c$ [MPa]	-1016	-1045	-1067	-1003	-1037
Résistance moyenne [MPa] (CV %)	-1034 (2,4)				

TABLEAU 4.2 – Résultats des essais de traction sur éprouvettes [-30 -45 -30 0<sub>2</sub> 30<sub>2</sub> 45 90<sub>1/2</sub>]<sub>s</sub>. Mesures directes et résistances en compression longitudinale  $X_c$  identifiées avec le modèle OPFM.

Éprouvettes	Zone utile	Contrainte à rupture	Déformation à rupture
	longueur × largeur [mm] × [mm]	[MPa] (CV %)	[%] (CV %)
Normalisées	10 x 10	-880 (9,8)	-0,80 (10,8)
Type A	25 x 10	-920 (5,9)	-0,82 (12,7)
Type B	25 x 25	-924 (4,2)	-0,86 (5,7)

TABLEAU 4.3 – Dimensions de zone utile, contraintes et déformations à rupture pour les essais de compression sur éprouvettes unidirectionnelles à 0°.

dans le pli à 90° à l'instant de la rupture, dont on considère qu'elle correspond à la résistance du pli. La bonne qualité des prévisions réalisées avec OPFM est illustrée en figure 4.19.a. La légère non-linéarité du comportement transverse de l'éprouvette est expliquée par la viscosité matricielle et les contraintes de cisaillement plan dans les plis orientés à ±30° et ±45°. La prise en compte de l'élasticité non-linéaire dans la direction des fibres contribue à la bonne correspondance entre essais et calculs.

Les résultats d'essais sont reportés dans le tableau 4.2 pour les éprouvettes 1 à 5. La résistance moyenne en compression sens fibre  $X_c$  est égale à -1034 MPa avec un coefficient de variation (CV) de 2,4 %. La déformation à rupture  $X_{\epsilon_c}$  est de -1,00 % avec une dispersion de 6,2 %. La bonne répétabilité des résultats par rapport aux essais normalisés s'explique principalement par le mode de sollicitation imposé. D'une part l'essai de traction autorise l'emploi d'éprouvettes longues en haltère, permettant ainsi d'éloigner la zone critique des mors. D'autre part le chargement en compression du pli à 90° est dû à l'effet Poisson. Il en résulte un champ de déformation qui est maximal à mi-largeur de l'éprouvette, ce qui explique le peu de sensibilité des résultats obtenus à la largeur de la zone utile. Dans le cas de l'éprouvette 6, sans glu sur les bords, des délaminages de bord importants ont été observés. Ces derniers perturbent les champs de déplacements en surface de l'éprouvette et empêchent de remonter directement à la déformation à rupture dans le pli central.

Afin de comparer ces résultats avec la démarche usuelle, des essais de compression normalisés ont été effectués à l'ONERA, avec des éprouvettes réalisées selon le même procédé que les éprouvettes de traction. Les éprouvettes comportent 16 plis orientés à 0°, pour une épaisseur totale d'environ 4,20 mm. La zone utile pour ces éprouvettes est de 10 mm × 10 mm (conformément à la norme EN2850 AECMA). Dix-huit éprouvettes ont été fabriquées et testées. De façon à étudier l'effet de taille sur la résistance identifiée, deux autres types d'éprouvettes ont été réalisés avec des zones utiles de 10 mm × 25 mm et 25 mm × 25 mm respectivement. Six répétitions d'essais ont été effectuées pour chacun de ces deux types d'éprouvettes. Les résultats obtenus sont synthétisés dans le tableau 4.3. La valeur de la résistance  $X_c$  augmente avec les dimensions de la zone utile, alors que la dispersion diminue, ce qui avait déjà été observé dans la littérature [Lee and Soutis, 2007]. Toutefois, la rupture intervient systématiquement et de façon prématurée en sortie de mors, en raison de surcontraintes locales.

Les résultats obtenus pour l'ensemble des configurations testées sont reportés en figure 4.22.

La figure permet de comparer les valeurs moyennes et écart-types constatés sur la résistance en compression longitudinale  $X_c$ . Ces courbes montrent clairement que les essais de compression usuels ne permettent que d'estimer une borne basse de la rupture en compression dans la direction des fibres. A contrario, l'essai de traction proposé permet bien de s'affranchir des effets de bord et donc d'estimer la résistance du pli au *kinking* des fibres. La figure montre aussi l'impact de la dispersion sur la valeur de dimensionnement, ici la valeur B, calculée conformément aux recommandations du MIL-HDBK-17-1E. Ces résultats ont par la suite été validés en comparant les prévisions du modèle OPFM réalisées avec la résistance moyenne  $X_c$  identifiée à des données d'essais de compression sur deux stratifiés  $[(45\ 90\ -45\ 0)_2]_s$  et  $[(45\ 0_2\ -45\ 90)_2]_s$ . Six répétitions d'essais ont été effectuées dans les deux cas. Dans les deux cas, le modèle a permis de prévoir, non seulement le comportement global, mais surtout la force à rupture moyenne des éprouvettes, avec respectivement -6,3 % et -1,1 % d'erreur, ce qui valide l'identification réalisée.

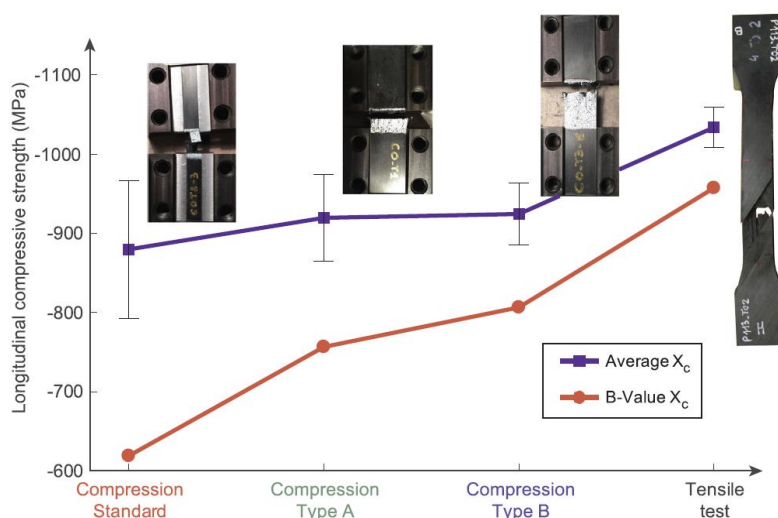


FIGURE 4.22 – Comparaison des valeurs de résistance longitudinale en compression identifiées par essais de compression et par essais de traction. Essais standards de compression : zone utile de 10 mm × 10 mm. “Type A” : zone utile de 10 mm × 25 mm. “Type B” : zone utile de 25 mm × 25 mm.

### Commentaires

Dans ces travaux nous faisons l'hypothèse que la contrainte transverse  $\sigma_{22}$  dans le pli à  $90^\circ$  n'a pas d'influence sur la rupture en compression longitudinale. En théorie, si l'on fait abstraction de l'état de contrainte multiaxial en sortie de mors dans l'essai de compression sur une éprouvette unidirectionnelle à  $0^\circ$ , les plis sont soumis à une contrainte de compression  $\sigma_{11}$  pure. Dans l'essai proposé, le pli central à  $90^\circ$  est soumis simultanément à une contrainte de compression longitudinale  $\sigma_{11}$  et une contrainte de traction transverse  $\sigma_{22}$ . À rupture, la contrainte  $\sigma_{22}$  estimée par le modèle OPFM dans le pli à  $90^\circ$  est légèrement inférieure à la résistance transverse du pli. On estime donc qu'en l'absence de fissures transverses dans le pli, il n'y a pas d'effet significatif de la contrainte de traction transverse sur le *kinking* des fibres. Les états de déformations dans les plis à  $0^\circ$  dans l'essai de compression et dans le pli à  $90^\circ$  dans l'essai proposé sont, quant à eux, similaires, avec une composante de compression longitudinale et une composante de traction transverse. On pourrait chercher à confirmer cette hypothèse par optimisation en concevant des éprouvettes présentant des valeurs de contrainte de traction transverse différentes dans le pli à  $90^\circ$  à rupture. D'autres phénomènes pourraient toutefois venir complexifier l'interprétation des résultats, comme une éventuelle dépendance du *kinking* à l'orientation des plis adjacents.

## 4.4 Conclusion

Ce chapitre est consacré à la présentation de plusieurs exercices de conception ayant abouti à des réalisations concrètes dans un but de démonstration et de validation. La validation constitue un aspect essentiel de la démarche scientifique. L'exercice est délicat et même parfois dangereux car il exacerbe de nombreux défauts et anomalies, même lorsque ceux-ci ne sont pas directement liés aux solutions développées. Les travaux présentés, menés à différents niveaux de maturité et parfois difficiles à mettre en valeur, permettent toutefois d'étayer quelques réflexions intéressantes. La conception de structure ne se résume pas à un exercice d'optimisation bien formulé dès le départ des activités. Les ingénieurs travaillent dans un contexte changeant, dans lequel de nombreux choix sont dictés par des considérations économiques ou stratégiques plutôt que techniques. Il est nécessaire de pousser le développement des méthodes de conception jusqu'à la réalisation d'outils interactifs, déployés dans des suites logicielles ouvertes et modulaires permettant d'accélérer les itérations du processus de conception. Il faut en outre accompagner le déploiement de ces solutions par des actions de formations destinées aux utilisateurs.

De façon générale, il paraît aujourd'hui très difficile de comparer à l'issue d'une phase d'avant projet des solutions composites correspondant à des procédés de fabrication différents, voire à des choix architecturaux différents (solution raidie *versus* solution sandwich par exemple). Il faudrait pour cela pouvoir proposer rapidement des concepts de maturité comparable (c'est-à-dire ayant résolu un ensemble de problèmes techniques et technologiques et ayant fait l'objet de procédures d'optimisation adaptées), ce qui nous ramène à la nécessité de décliner les outils de conception en fonction des procédés et de leurs capacités.

La fabrication composite est un domaine dynamique, qui traverse actuellement des changements profonds avec le développement rapide de nombreux procédés de fabrication additive. Leur maturation et adoption dans l'industrie se fait sur un rythme plus lent, mais qui tend à s'accélérer du fait des exigences technico-économiques liées, d'une part, à la montée en cadence de production et, d'autre part, aux exigences environnementales croissantes qui conduisent à alléger sans cesse davantage les structures. La fabrication composite, traditionnellement très manuelle, se robotise rapidement. Il faut ainsi travailler à la mise en place de chaînes de conception complètes capables de générer les fichiers de commande numérique des machines de production.

Dans ce contexte, l'optimisation des structures composites revêt une importance croissante. Sans outil d'optimisation, il devient impossible pour l'ingénieur d'explorer efficacement les domaines de conception offerts par les procédés modernes comme le placement de fibres ou le QSP. En la matière, mes travaux se sont focalisés sur la recherche des meilleurs empilements, mais de nombreux degrés de libertés restent sous-exploités. En particulier la fabrication additive composite permet d'assembler des matériaux différents, par exemple des plis de fibre de verre et des plis de fibre de carbone. Les possibilités sont multiples, mais leur prise en compte dans l'optimisation représente un véritable challenge.

La connaissance des matériaux constitue un aspect critique du processus de conception. Il est fondamental de pouvoir estimer rapidement les propriétés des matériaux utilisés. En effet, les spécifications d'un cahier des charges s'interprètent le plus souvent comme des contraintes lors de la formulation du problème d'optimisation associé. Dans l'optique d'alléger la structure, le dimensionnement est piloté par ces contraintes. Or, leur bonne estimation dépend des propriétés des matériaux, qui dans le cas des composites, dépendent largement des procédés employés. Ces propriétés sont estimées sur la base de campagnes expérimentales à la fois complexes, longues et coûteuses. Disposer de bases de données matériaux riches et fiables, ainsi que des capacités d'extrapolation pour prévoir les propriétés au voisinage des solutions connues et testées, constitue donc un atout majeur pour accélérer le processus de conception.

Enfin, disposer de données matériaux riches et fiables et de modèles de comportement avancés bien identifiés permet de boucler la boucle. Le modèle OPFM est aujourd'hui bien calibré en valeurs moyennes pour le T700GC/M21. Nous avons ainsi pu utiliser ce modèle pour optimiser l'empilement d'une éprouvette de traction destinée à identifier la résistance en compression longitudinale du pli UD. Cet essai permet de réduire considérablement la dispersion expérimentale.

De plus, ces travaux ouvrent de nombreuses possibilités, parmi lesquelles l'identification de la résistance en compression des plis fins ou l'étude de l'influence de la vitesse de sollicitation sur la rupture en compression du composite. Concernant ce premier point, je participe avec Frédéric Laurin à une collaboration avec l'université de Bristol, dans le cadre de la thèse de Tamas Rev, dirigée par le professeur Michael Wisnom. Pour le second point, des travaux sur l'identification de la résistance en compression sous sollicitation dynamique sont menés au centre ONERA de Lille.

## 4.5 Bibliographie du chapitre

- Berro Ramirez, J.-P., Irisarri, F.-X., Thorat-Pierre, K., and Shakourzadeh, H. (2017). Optimisation multi-échelle des structures à matériaux composites tissés 2D/3D. In *13e colloque national en calcul des structures*, Giens, Var, France. [76](#)
- Budiansky, B. and Fleck, N. A. (1993). Compressive failure of fibre composites. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 41(1) :183–211. [85](#)
- Carbajal, N. and Mujika, F. (2009). Determination of longitudinal compressive strength of long fiber composites by three-point bending of [0m/90n/0p] cross-ply laminated strips. *Polymer Testing*, 28(6) :618–626. [86](#)
- Charrier, J.-S. (2013). *Development of a strength analysis method dedicated to composites structures subjected to out-of-plane loadings*. PhD Thesis, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers. [75](#)
- Couégnat, G. (2008). *Multiscale modeling of the mechanical behavior of woven composite materials*. PhD Thesis, Université de Bordeaux. [75](#)
- Daum, B., Feld, N., Allix, O., and Rolfes, R. (2019). A review of computational modelling approaches to compressive failure in laminates. *Composites Science and Technology*, 181 :107663. [85](#)
- Doitrand, A., Fagiano, C., Irisarri, F.-X., and Hirsekorn, M. (2015). Comparison between voxel and consistent meso-scale models of woven composites. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 73 :143–154. [76](#)
- Dunn, M. L., Ledbetter, H., Heyliger, P. R., and Choi, C. S. (1996). Elastic constants of textured short-fiber composites. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 44(9) :1509–1541. [75](#)
- Eyer, G., Montagnier, O., Hochard, C., and Charles, J.-P. (2017). Effect of matrix damage on compressive strength in the fiber direction for laminated composites. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 94 :86–92. [87](#)
- Falzon, B., Stevens, K., and Davies, G. (2000). Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 31(5) :459–468. [82](#)
- Giger, M., Keller, D., and Ermanni, P. (2008). A graph-based parameterization concept for global laminate optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 36(3) :289–305. [71](#)
- Gommers, B., Verpoest, I., and Van Houtte, P. (1998). The Mori–Tanaka method applied to textile composite materials. *Acta Materialia*, 46(6) :2223–2235. [75](#)
- Huysmans, G., Verpoest, I., and Van Houtte, P. (1998). A poly-inclusion approach for the elastic modelling of knitted fabric composites. *Acta Materialia*, 46(9) :3003–3013. [75](#)
- IJsselmuiden, S. T., Abdalla, M. M., and Gürdal, Z. (2010). Optimization of Variable-Stiffness Panels for Maximum Buckling Load Using Lamination Parameters. *AIAA Journal*, 48(1) :134–143. [72](#)

- Irisarri, F., Macquart, T., Julien, C., and Espinassou, D. (2019). A novel design method for the fast and cost-effective manufacture of composite parts employing the Quilted Stratum Process. *Composites Part B : Engineering*, 158 :364–372. 71
- Irisarri, F.-X., Julien, C., Espinassou, D., and Bettebghor, D. (2015a). Optimal design of variable thickness composite structures made by patches using stacking sequence tables. In *20th International Conference on Composite Materials*, Copenhagen, Denmark. 69
- Irisarri, F.-X., Peeters, D. M., and Abdalla, M. M. (2016). Optimisation of ply drop order in variable stiffness laminates. *Composite Structures*, 152 :791–799. 78, 79
- Irisarri, F.-X., Rannou, J., Paulmier, P., Chantrait, T., and Vandellos, T. (2015b). Impacts faibles énergies et compression sur panneaux raidis stratifiés. *Revue des composites et des matériaux avancés*, 25(2) :225–247. 82
- Kaddour, A., Hinton, M., Smith, P., and Li, S. (2013). A comparison between the predictive capability of matrix cracking, damage and failure criteria for fibre reinforced composite laminates : Part A of the third world-wide failure exercise. *Journal of Composite Materials*, 47(20-21) :2749–2779. 86
- Laurin, F., Carrère, N., and Maire, J.-F. (2007). A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 38(1) :198–209. 86
- Laurin, F., Julien, C., and Paulmier, P. (2016). Damage and strength analysis of open-hole laminated plates under tensile, compressive and bending loadings. In *17th European Conference on Composite Materials (ECCM17)*, Munich, Germany. 86
- Laurin, F., Paulmier, P., and Irisarri, F.-X. (2018). Determination of the longitudinal compressive strength of a CFRP ply through a tensile test on a laminate. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 113 :209–219. 85
- Lee, J. and Soutis, C. (2007). A study on the compressive strength of thick carbon fibre–epoxy laminates. *Composites Science and Technology*, 67(10) :2015–2026. 86, 90
- Nagelsmit, M., Kassapoglou, C., and Gurdal, Z. (2011). Ap-ply : A new fibre placement architecture for fabric replacement. *Sampe Journal*, 47 :36–45. 78
- Peeters, D. M. J., Irisarri, F.-X., Groenendijk, C., and Růžek, R. (2019). Optimal design, manufacturing and testing of non-conventional laminates. *Composite Structures*, 210 :29 – 40. 78
- Pinho, S. T., Gutkin, R., Pimenta, S., De Carvalho, N. V., and Robinson, P. (2012). On longitudinal compressive failure of carbon-fibre-reinforced polymer : from unidirectional to woven, and from virgin to recycled. *Philosophical Transactions of the Royal Society A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 370(1965) :1871–1895. 85
- Potter, E., Pinho, S., Robinson, P., Iannucci, L., and McMillan, A. (2012). Mesh generation and geometrical modelling of 3D woven composites with variable tow cross-sections. *Computational Materials Science*, 51(1) :103–111. 75
- Roche J.-M., Leroy F.-H., B. D. (2014). Images of tsr coefficients : a simple way for a rapid and efficient detection of defects. *Materials Evaluation*, 72(1) :73–82. 83
- Vogler, T. and Kyriakides, S. (2001). On the initiation and growth of kink bands in fiber composites : Part I. experiments. *International Journal of Solids and Structures*, 38(15) :2639–2651. 88
- Wedhorn, L. and Ebeling, R. (2017). Quilted Stratum Process for High-performance CFRP Production. *Lightweight Design worldwide*, 10(1) :50–55. 66

## Chapitre 5

# Perspectives : de la conception numérique à la fabrication et l'expérimentation sur structures

### Sommaire

---

<b>4.1 Objectif du chapitre</b> . . . . .	<b>65</b>
<b>4.2 Accompagner le développement de nouveaux procédés</b> . . . . .	<b>66</b>
4.2.1 Conception de stratifiés thermoplastiques réalisés par le procédé QSP . . . . .	66
4.2.2 Conception de pièces composites tissées . . . . .	73
4.2.3 Conception de stratifiés réalisés par placement de fibres . . . . .	78
<b>4.3 Optimiser les empilements pour des essais "pensés pour les composites"</b> . . . . .	<b>82</b>
4.3.1 Conception numérique et analyse d'essais sur panneaux raidis pour l'étude des effets de petits chocs sur le flambement . . . . .	82
4.3.2 Un essai de traction pour caractériser la résistance en compression sens fibres d'un pli unidirectionnel . . . . .	85
<b>4.4 Conclusion</b> . . . . .	<b>92</b>
<b>4.5 Bibliographie du chapitre</b> . . . . .	<b>93</b>

---

### 5.1 Orientations générales à court et moyen termes

Les chapitres précédents résument mes activités d'ingénieur de recherche à l'ONERA depuis 2009. Les chapitres 2 et 3 présentent, respectivement, mes contributions scientifiques concernant l'analyse du comportement des assemblages mécaniques dans les structures composites, et l'optimisation des structures composites stratifiés. Le chapitre 4 adopte un point de vue plus applicatif pour traiter de façon plus générale de la conception composite, à partir de quelques exemples spécifiques. Le panel des sujets abordés est large. Si mon domaine de recherche principal, l'optimisation des structures composites, m'entraîne naturellement vers des travaux de plus en plus numériques et théoriques, je veux conserver des activités proches des matériaux et de l'expérimentation. Concrètement, je distingue deux manières de faire converger ces deux centres d'intérêt : par la démonstration expérimentale des gains apportés par nos techniques d'optimisation structurale, et par l'utilisation de l'optimisation pour améliorer l'étude expérimentale des composites.

Mon investissement selon ces deux grandes orientations s'accompagne de risques évidents : émietter mon activité de recherche, difficultés à rester au fait des derniers développements dans chaque domaine, avoir des avancées irrégulières et dépendantes des opportunités de financement. Néanmoins, il me semble voir se rapprocher progressivement ces domaines plutôt que s'éloigner. Les mesures de champs fournissent des résultats de plus en plus fins, directement comparables aux sorties des calculs EF, de sorte que l'on peut espérer suivre, voire piloter finement un essai par la simulation numérique. Les modèles de comportement des matériaux, d'abord phénoménologiques, se rapprochent de plus en plus de la physique par l'introduction de variables observables, accessibles à la mesure. La prise en compte des incertitudes se généralise progressivement aussi bien au niveau des activités expérimentales que pour la simulation. La propagation des incertitudes en calcul de structure ouvre le champ de l'optimisation robuste. Pour ce faire, l'usage de méthodes bayésiennes, de métamodèles et, de façon croissante, du *machine learning* se généralise. De façon générale, des méthodes numériques de plus en plus avancées s'immiscent partout et deviennent communes à de nombreux domaines. Il faut donc construire des cadres de travail collaboratifs pour adapter les nouvelles méthodes numériques à nos problèmes et en tirer un bénéfice scientifique. En la matière, l'ONERA offre de nombreuses possibilités de collaborations interne avec des équipes dédiées au numérique ou aux mathématiques appliquées, et une réelle ouverture sur l'extérieur.

Dans le contexte de l'ex Département Matériaux et Structures Composites de l'ONERA, l'optimisation structurale était une thématique nouvelle que j'ai portée dès ses débuts, il y a une dizaine d'années. De même, j'ai été le premier dans l'équipe à m'intéresser aux assemblages et aux aspects technologiques associés. Je poursuis sur ces thèmes une recherche incrémentale visant à améliorer progressivement les méthodes et étendre leurs capacités, en tirant bénéfice de nouveaux développements théoriques ou numériques de la communauté, mais aussi en orientant ces développements pour répondre à des besoins d'ingénierie concrets (ma collaboration avec Boris Desmorat sur l'optimisation topologique des composite en est à mon sens un des meilleurs exemples). J'essaie en parallèle de développer une vision aussi large que possible des matériaux et structures composites et des domaines connexes, afin de promouvoir l'activité structure au sein du DMAS et de mieux collaborer avec d'autres départements de l'ONERA dans un cadre de conception multidisciplinaire (voir par exemple [Blondeau et al., 2012; Leroy et al., 2013]), ainsi qu'avec nos partenaires français et européens. En l'occurrence, le plan de relance aéronautique de la DGAC m'a offert l'opportunité de participer au montage de plusieurs propositions projets collaboratifs multidisciplinaires (dont l'avenir se jouera dans les mois à venir) impliquant en particulier, à l'ONERA, plusieurs équipes du Département d'Aérodynamique, Aéroélasticité et Acoustique (DAAA).

Ma double sensibilité de chercheur et d'ingénieur me conduit ainsi à promouvoir dans l'équipe des activités impliquant une plus forte composante technologique que nos activités habituelles. Développer notre activité structure implique nécessairement, de mon point de vue, de développer des capacités de fabrication composite. L'émergence de l'impression 3D composite à fibres continues constitue ainsi une opportunité à saisir, dans la mesure où elle offre la possibilité de repenser simultanément la conception et la fabrication de structures composites, tout en réduisant considérablement le coût des outillages nécessaires. Sous mon impulsion, le département s'est ainsi équipé en 2019 d'une machine d'impression 3D composite ANISOPRINT Composer A3<sup>1</sup>, dont j'espère qu'elle constituera le premier élément d'un parc de machines plus développé. Parallèlement, j'ai pu renforcer l'équipe par le biais du recrutement d'un technicien en alternance sur l'année scolaire 2020 / 2021, qui sera suivie du recrutement d'un élève ingénieur en alternance, dédié à des activités centrées sur l'impression 3D composite. J'ai enfin porté, aidé en cela par mes collègues Bernard Paluch, Cédric Julien et Thomas Fourest, le montage du PR STARAC (Projet de Recherche ONERA sur les STructures ARchitecturées ACTives), débuté en janvier 2021. Ce projet de recherche exploratoire, à forte composante technologique est dédié à l'étude des structures treillis formées de motifs répétitifs réalisées par fabrication additive composite. Je reviens plus longuement sur ce sujet en section 5.3. Je tiens aussi à évoquer ici ma participation fin 2020 et début

---

1. <https://anisoprint.com/product-composer>

2021 au montage du projet JERICHO, avec mes collègues Frédéric Laurin, Jean-François Maire et Juan-Manuel Garcia. Ce projet, soutenu par le DMAS et le DAAA, va nous permettre de nous équiper à l'horizon 2023, sur le site de l'ONERA de Palaiseau, d'une plateforme d'essais statiques et de fatigue, sur structures de moyennes dimensions (jusqu'à 6 mètres de long environ), équipée de multiples vérins hydrauliques, pilotés de façon coordonnée, dédiée à la recherche, et complémentaire, en France, des moyens de la DGA-TA et de l'IRT Jules Vernes. Les perspectives scientifiques associées à ce moyen d'essais sont abordées plus en détail en section 5.4.2.

Enfin, je suis convaincu que de nombreuses idées originales peuvent émerger d'échanges entre spécialistes de différents domaines. Combiner pratiques et méthodes permet d'aboutir à des solutions originales et innovantes. En matière de conception d'essais, je retiens comme exemple nos travaux sur la caractérisation de la tenue en compression longitudinale des UD par un essai de traction sur stratifié (voir section 4.3.2). Du point de vue plus général de la conception de structures, je considère que tous les aéronefs et lanceurs spatiaux s'appuient sur des structures dont les pièces et matériaux peuvent être fonctionnalisés. Plutôt que de greffer des systèmes sur une structure conçue indépendamment, avec des problèmes d'interface complexes à gérer, il me semble que l'avenir consiste à intégrer les systèmes dans la structures. Stocker l'énergie électrique dans la structure (je participe au projet H2020 SOLIFLY<sup>2</sup>), intégrer des réseaux, contrôler l'état de santé des matériaux au moyen de capteurs intégrés<sup>3</sup>, déformer la structure en jouant sur sa souplesse plutôt qu'en rapportant des systèmes articulés (deux thèmes abordés dans le projet STARAC), sont à mon avis autant de sujets de recherche prometteurs et d'actualité (sans pour autant être nouveaux).

J'ai déjà évoqué au fil des chapitres précédents certaines perspectives dans le prolongement immédiat des travaux présentés, comme l'amélioration des simulations de matage (voir section 2.6) ou la continuation du développement de la méthode QSD (voir section 4.2.1). Des opportunités de financement nouvelles se sont ouvertes pour ces deux sujets, dans le cadre, respectivement, du projet DGAC FINDER d'Airbus, et d'une thèse CIFRE en cours de montage, financée par le Cetim, pour le développement d'une méthodologie de conception de préformes réalisées par un assemblage de patches. Je tiens ici à évoquer ces deux sujets qui me tiennent à cœur, sans pour autant m'attarder davantage sur ceux-ci dans la suite de ce chapitre, dans le souci d'éviter des redondances.

## 5.2 Optimiser la forme des structures composites

Cet axe de recherche vise à développer des méthodes permettant de proposer des formes de structures optimisées pour les matériaux composites, ou, de façon plus générale, pour les matériaux anisotropes. L'enjeu consiste à déterminer la forme optimale de la structure sans passer par une logique de remplacement d'une structure préexistante dont la nouvelle version hériterait des principales caractéristiques géométriques.

### 5.2.1 Optimisation de structures raidies composites

Je coencadre à l'ONERA avec Cédric Julien la thèse de Florent Savine, débutée en octobre 2018 sous la direction d'Angela Vincenti, avec un cofinancement CNES et ONERA. Ces travaux sont suivis au CNES par Yannick Guerin. Cette thèse s'inscrit dans la continuité du PIC XComp<sup>4</sup> et de nos développements en matière d'optimisation des composites sandwichs. Il s'agit ici de développer une stratégie d'optimisation de structures composites raidies pour les étages bas des lanceurs. En effet, ceux-ci subissent des efforts très importants provenant des boosters, introduits de façon très

---

2. Pour *Semi-Solid-state LI-ion batteries Functionally integrated in composite structures for next generation hybrid electric airliner*.

3. Sur cette thématique, je compte diriger une thèse cofinancée par le CNES et l'ONERA, intitulée "Développement et qualification d'un système de contrôle santé intégré pour la revalidation des lanceurs", encadrée à l'ONERA par mes collègues de Camille Trottier et Ludovic Gaverina de l'équipe EPIC (Élaborations et Procédés d'Imagerie et de Contrôle).

4. Programme d'Intérêt Commun ONERA / CNES sur l'optimisation des structures composites.



localisée, et font l'objet d'un dimensionnement spécifique visant à uniformiser le flux d'effort longitudinal sur la circonférence de la structure. Notre objectif consiste à proposer une alternative aux solutions raidies métalliques usuelles à base de lisses longitudinales et de cadres ou caissons circonférentiels (voir figure 5.1). La problématique est multiple, il faut à la fois déterminer les trajectoires de raidissement appropriées, la forme et les dimensions des sections de raidisseurs et les empilements composites.

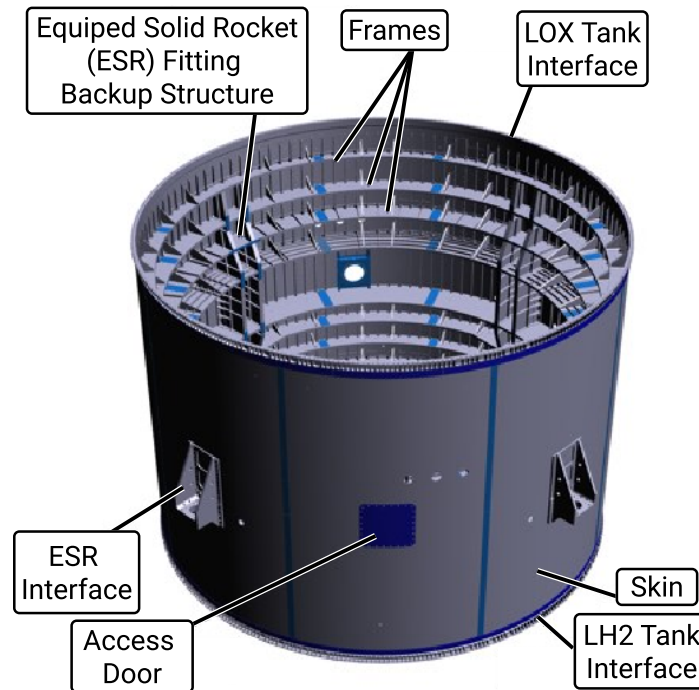


FIGURE 5.1 – Aperçu général de la jupe inter-réservoir de l'étage inférieur à propulsion liquide d'Ariane 6 (LLPM ITS, pour *Lower Liquid Propulsion Module Intertank Structure*). Les points d'introduction des efforts sont repérés par l'acronyme ESR I/F (Equiped Solid Rocket Motor Interface) [Merino et al., 2017].

Nous nous sommes focalisés dans un premier temps sur la recherche des trajectoires de raidissement optimales. Il ne s'agit pas d'aboutir à une structure de raidissement régulière sous forme de grille, mais plutôt d'identifier des chemins de raidissement principaux, sans a priori sur leur forme globale. Nous nous sommes rapidement orientés vers des méthodes d'optimisation topologique explicite [Coniglio et al., 2019]. Le principe général de ces méthodes consiste à paramétrer la distribution de densité de matière à partir des composants géométriques prédéterminés. L'optimisation porte sur les positions et dimensions des composants qui sont projetés à chaque itération sur le maillage EF du domaine de conception, sous forme d'une distribution de densité, similaire à celle utilisée dans les approches d'optimisation topologique de type SIMP. L'optimisation exploite ainsi en parallèle deux modèles de la structure. Le modèle des composants simplifie l'interprétation géométrique du résultat en contraignant les formes réalisables. Le modèle EF en densité sert à l'évaluation des performances de la structure et des gradients. Un chaînage de sensibilités permet d'évaluer la sensibilité des réponses aux variables descriptives des composants. Dans nos travaux, les composants sont assimilés à des raidisseurs de section prédéfinie, paramétrés par un segment ou une courbe en fonction des cas d'application.

Ce type de méthodes souffre toutefois d'une limite importante dans la mesure où le maillage volumique employé doit être suffisamment fin pour représenter les composants. Or, pour les applications visées dans nos travaux, le diamètre de la virole est typiquement de 5 à 6 m pour une hauteur de 3 à 4 m, alors que les dimensions caractéristiques des sections de raidisseur sont de quelques centimètres avec des épaisseurs de quelques millimètres. L'originalité de la démarche proposée consiste donc à transposer la logique de l'optimisation topologique explicite (*feature-mapping techniques*), à des modèles constitués d'éléments structuraux, c'est-à-dire d'éléments

coques quadrangulaires pour la peau du cylindre et d'un fin réseau de poutres reliant deux à deux les nœuds de chaque quadrangle (*ground structure*). Les composants sont ainsi définis par une géométrie, mais aussi par des propriétés de section, et ce sont ces dernières qui sont projetées sur le modèle structural pour représenter le raidisseur par un treillis équivalent. L'optimisation a été réalisée avec une implémentation Matlab de l'algorithme MMA [Svanberg, 1987] et le logiciel OptiStruct pour la simulation EF. Les travaux en cours visent, d'une part, à intégrer des critères de masse et de flambement dans l'optimisation et, d'autre part, à coupler l'optimisation des trajectoires de raidissement avec l'optimisation de l'anisotropie des peaux en utilisant la représentation polaire, dans le cadre de la première étape de la stratégie de résolution multiniveau discutée en section 3.4. La figure 5.2 illustre la méthode sur le cas académique de la poutre console, utilisée comme exemple de validation. La figure 5.3 présente des résultats préliminaires pour l'optimisation d'une virole de lanceur, ici simplifiée en une structure cylindrique soumise à un effort tranchant, comportant quatre raidisseurs.

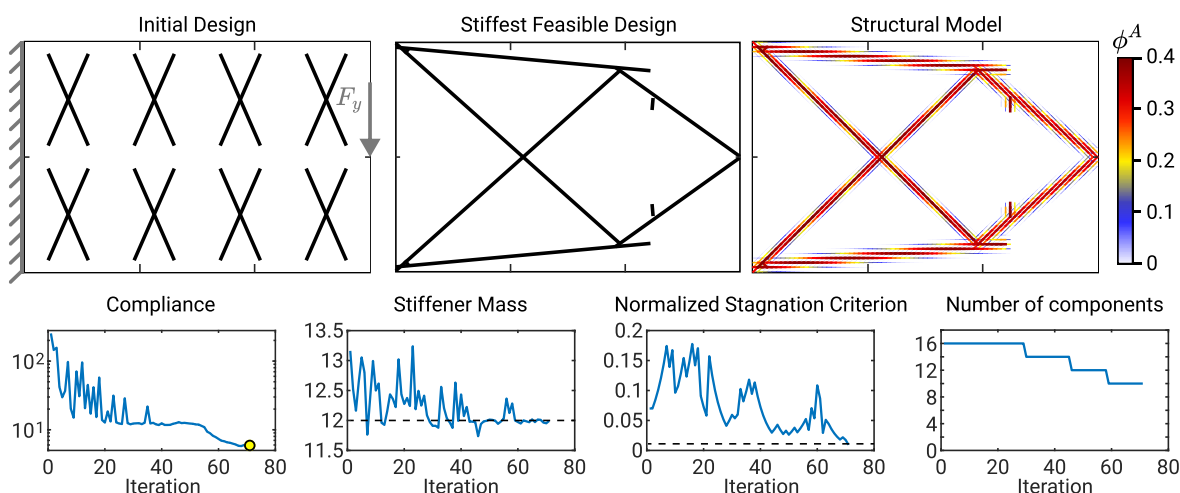


FIGURE 5.2 – Minimisation de la compliance d'une poutre cantilever. La structure est constituée d'une peau mince, d'épaisseur négligeable pour minimiser son influence sur le résultat de l'optimisation, et d'un treillis. En haut, de gauche à droite : configuration initiale des composants (raidisseurs), configuration optimisée et distribution des aires de section de poutre correspondant à la projection des composants sur le modèle de calcul de structure. En bas, historique de l'évolution de l'objectif, de la contrainte de masse maximale des composants, du critère de convergence et du nombre de composants.

### 5.2.2 Optimisation topologique des structures composites

La thèse de Lander Vertonghen, débutée en février 2020, sous la direction de Boris Desmorat dans le cadre d'une étude contractuelle financée par Stelia Aerospace, s'inscrit dans la continuité de nos travaux sur l'optimisation topologique des structures réalisées en matériaux anisotropes. Je coencadre ces travaux avec Dimitri Bettebghor à l'ONERA, et Attilio Chiappini chez Stelia Aerospace. Cette thèse a pour ambition de poursuivre le développement d'une méthode d'optimisation pour les applications industrielles composites de Stelia Aerospace. Il s'agit, d'une part, de focaliser la recherche sur les composites stratifiés à base de plis unidirectionnels et, d'autre part, d'intégrer au problème d'optimisation la prise en compte de la résistance de ces matériaux et du flambement de la structure. Un cas test industriel sera traité en parallèle de ces travaux, en intégrant progressivement de nouveaux critères dans l'optimisation afin d'en mesurer l'impact.

Nous étudions dans le début de ces travaux la mise en œuvre d'algorithmes à gradient, de type MMA ou GCMMA, en remplacement de la méthode à critère d'optimalité employée dans la thèse de Narindra Ranaivomiarana, afin de mieux capturer les phénomènes de redistribution spatiale des contraintes. Dans la suite, nous aborderons spécifiquement l'intégration de critères de rupture dans l'optimisation. La première étape consistera à restreindre le domaine de recherche à des matériaux maîtrisés et dont les propriétés à rupture sont connues (typiquement, des composites

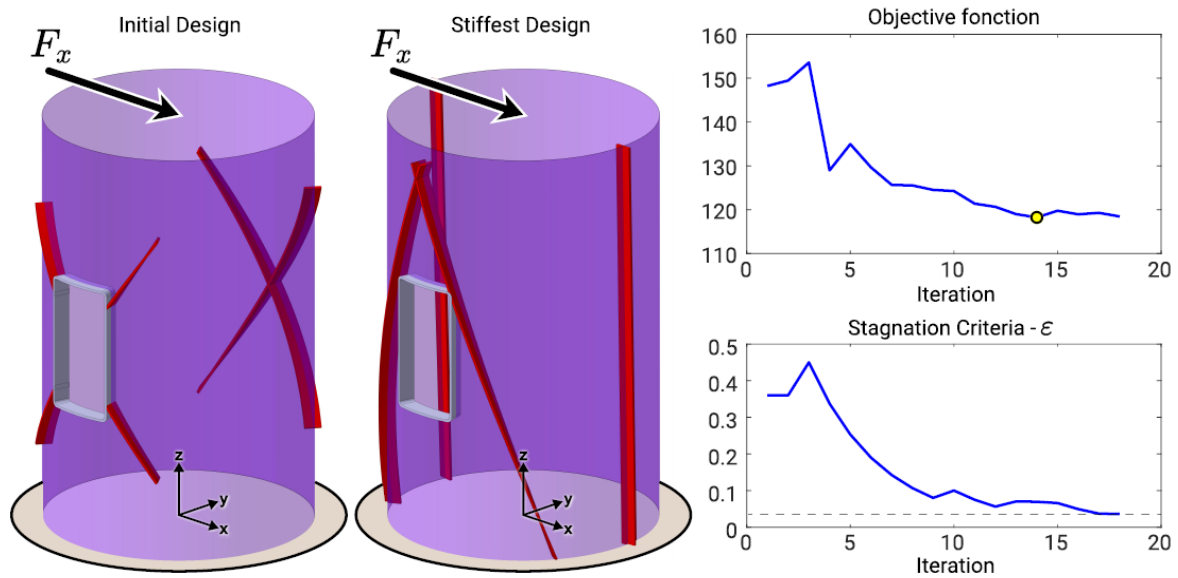


FIGURE 5.3 – Minimisation de la compliance d'un cylindre soumis à un effort tranchant, comportant quatre raidisseurs et une ouverture rectangulaire. En haut à gauche, vue CAD de la configuration initiale et de la configuration optimisée des composants sur une peau cylindrique lisse. À droite, les mêmes configurations dans le cas d'un cylindre équipé d'une trappe d'accès. En bas, évolution de l'objectif et du critère de convergence.

stratifiés à base de plis unidirectionnels identiques). Nous chercherons ensuite à gérer la dissymétrie de leur comportement en traction / compression et à intégrer un critère de tolérance aux dommages reformulé comme une enveloppe anisotrope de déformation maximale.

Ces travaux sont principalement orientés vers la fabrication additive composite, par laquelle l'anisotropie du matériau peut-être contrôlée par le biais du positionnement des fibres. Ces méthodes pourraient aussi trouver un champ d'application dans la fabrication additive polymère ou métallique pour tenir compte de l'anisotropie induite par le procédé dès la phase de conception des pièces.

### 5.3 Repenser les treillis aéronautiques pour la fabrication additive composite

Cet axe de recherche est alimenté par le projet de recherche STARAC (pour Structures Architecturées Actives), porté par le DMAS et débuté en janvier 2021 pour une durée de trois ans. Par structure architecturée, on entend ici une structure treillis assemblée à partir de composants élémentaires simples formant des motifs répétitifs tridimensionnels. La notion de structures actives renvoie à l'intégration de fonctionnalités via des actionneurs et des capteurs.

#### 5.3.1 Présentation générale du projet

Les structures de type treillis ont, depuis les débuts de l'ère industrielle, connu de nombreuses applications, que ce soit dans le domaine du génie civil (ponts, bâtiments) ou de l'aéronautique, en raison de leur légèreté et de leur rigidité élevée. Elles ont été majoritairement utilisées dès les débuts de l'aéronautique, civile ou militaire, pour des appareils évoluant à basse vitesse, équipés de systèmes de propulsion peu performants, pour lesquels la légèreté de l'aéronef (avions de combat et dirigeables) prévalait sur les performances aérodynamiques, auxquelles on n'accordait pas la même importance qu'aujourd'hui. Durant la seconde guerre mondiale, quelques appareils militaires, comme le Mosquito, témoignent des excellentes performances de fuselages en treillis à base de lattes en bois contrecollées, en particulier en matière de légèreté et de tenue aux dom-

mages. Cependant, l'apparition de nouveaux matériaux (alliages légers, matériaux composites), la pressurisation des cabines et l'augmentation de la vitesse des appareils ont amené les fabricants à généraliser l'utilisation pour les structures travaillantes de parois pleines de faible épaisseur, rigidifiées au besoin par des systèmes de cadres et de lisses.

Ce projet intervient dans une période où les processus de conception, développement et fabrication des structures aéronautiques et spatiales évoluent fortement, notamment sous la pression de préoccupations environnementales croissantes qui influent déjà significativement sur le secteur automobile. L'aéronautique civile, indissociable d'un modèle de développement économique mondial et globalisé, devra nécessairement s'adapter afin de relever ces nouveaux défis et s'inscrire dans une économie plus durable. Aux États-Unis, la NASA a détaillé en 2018 sa stratégie de développement pour les trois prochaines décennies dans un document intitulé Vision 2040<sup>5</sup>. Celle-ci repose massivement sur l'ICME (*Integrated Computational Material Engineering*), qui vise à mettre en place des synergies pour développer en parallèle les matériaux, les structures, les procédés et les systèmes. Une des premières applications notables de ces méthodes a été la conception et la fabrication de structures architecturées pour l'aéronautique (voilure, aile volante). Ces réalisations sont le résultat des efforts combinés du MIT et de la NASA [Cheung and Gershenfeld, 2013; Cramer et al., 2019; Jenett et al., 2017], et s'appuient sur la vaste littérature préexistante en matière de matériaux architecturés [Fleck et al., 2010; Schaedler and Carter, 2016].

Les structures architecturées représentent un changement de paradigme pour la conception aéronautique avec l'ambition :

- de fabriquer des structures plus légères et présentant une meilleure tolérance aux dommages du fait de leur redondance,
- de réduire la durée des cycles de conception et les coûts de fabrication (en réduisant la diversité des pièces, leurs dimensions et en simplifiant au maximum les outillages nécessaires à la fabrication),
- d'intégrer des actionneurs afin de les rendre plus adaptables à leur environnement (contrôle actif de forme ou *morphing*),
- de faciliter la maintenance grâce à une instrumentation intégrée pour le contrôle santé intégré (ou SHM pour *Structural Health Monitoring*).

Remarquons enfin que ce type de conception pourrait conduire à repenser en profondeur la certification de la structure, en focalisant celle-ci sur les éléments de base et les techniques d'assemblage retenues. Dans le cadre des missions dévolues à l'ONERA, il semble donc pertinent d'initier des activités sur le sujet, afin d'évaluer le potentiel et les performances de ces nouveaux concepts structuraux, ainsi que d'identifier les verrous scientifiques et techniques qui freineraient leur déploiement. Il s'agit ainsi de repenser, à plusieurs échelles, la chaîne complète de conception de la structure depuis son prédimensionnement et son optimisation jusqu'à son élaboration, en passant par l'intégration de capteurs et d'actionneurs. Le projet s'appuiera principalement sur l'utilisation de matériaux composites à fibres continues et de polymères thermoplastiques à hautes performances, associés à des technologies récentes de fabrication additive (impression 3D composite et TFP *tailored fiber placement* en particulier).

La démarche envisagée consiste à parcourir la pyramide de conception et de certification illustrée en figure 5.4 selon un cheminement croisé. Cette pyramide comporte quatre niveaux, allant des matériaux et procédés de fabrication (niveau 1) aux ensembles structuraux (niveau 4). D'une part, les activités numériques de conception suivront un mouvement descendant. Elles débiteront par l'étude d'un cas d'application à l'échelle d'un drone d'envergure moyenne (2 à 4 m) afin de formuler des spécifications applicables à chaque niveau de la pyramide. D'autre part, les activités d'élaboration et de modélisation expérimentale suivront un mouvement ascendant, initié avec l'étude des matériaux et des procédés les mieux adaptés à la réalisation des motifs élémentaires. L'efficacité structurale du concept sera démontrée à partir de modèles numériques, puis sur la base de mesures effectuées sur des prototypes, intégrant les contraintes technologiques propres

---

5. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20180002010>

au monde aéronautique. Le projet se base en partie sur des travaux déjà effectués à l'ONERA en matière d'optimisation [Ranaivomiarana et al., 2019], de conception multidisciplinaire [Balesdent et al., 2012], de matériaux architecturés [Iltchev et al., 2015] ou encore de SHM [Goutaudier et al., 2018]. Différentes collaborations sont envisagées avec des organismes de recherche extérieurs. Enfin, ce projet doit aussi être l'occasion de nouer des partenariats avec des PME pour la réalisation des composants de la structure, dans l'optique d'une valorisation commune des travaux. Une première collaboration a ainsi été initiée avec NOBRAK, sur le sujet de la fabrication *netshape* de composants à fibres de carbone et matrice thermoplastique.

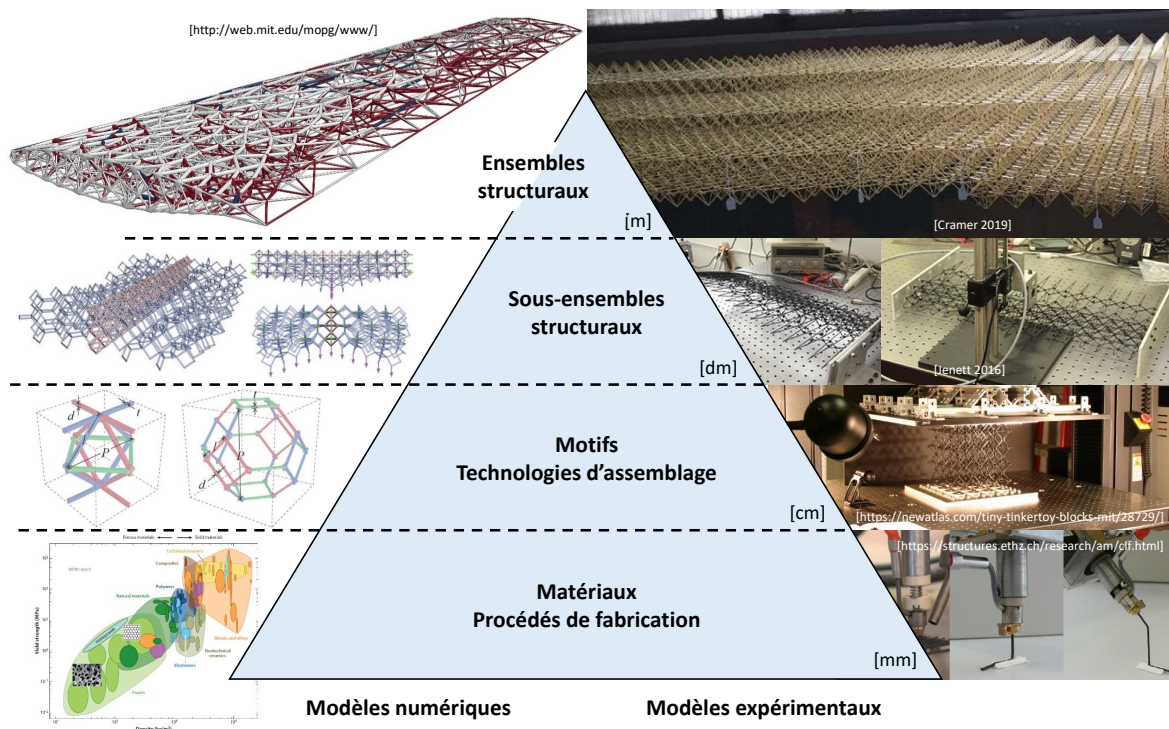


FIGURE 5.4 – Pyramide de conception et de certification des structures architecturées cellulaires.

### 5.3.2 Focus sur le développement de méthodes de conception optimale pour les structures architecturées

Dans le cadre de ce projet, a débuté en Octobre 2020 la thèse d'Enrico Stragiotti, encadrée à l'ONERA avec Cédric Julien et que je codirige avec Joseph Morlier. Ces travaux visent à développer une stratégie d'optimisation adaptée aux structures architecturées. Nous comptons aborder dans ces travaux les points suivants.

- La conception des composants de base à partir desquels sera assemblée la structure, selon un ou plusieurs motifs répétitifs susceptibles de conférer légèreté, raideur et stabilité à l'ensemble. Pour ce faire, on évaluera la pertinence de solutions obtenues par optimisation topologique de motifs périodiques, en considérant l'anisotropie du matériau. Une attention spécifique sera portée au lien entre la géométrie du motif, son matériau et le procédé de fabrication choisi, ainsi qu'aux solutions d'assemblages entre composants.
- L'optimisation de la structure architecturée à partir de composants prédéfinis. Cette tâche renvoie préalablement à la problématique de modélisation de la structure. Une première solution consiste à recourir à des modèles basés sur des poutres. Les techniques de *layout optimization* [Fairclough, 2019], basées sur l'usage d'une *ground structure*, c'est-à-dire d'un milieu discret représenté par des nœuds et leurs connexions, sont bien adaptées à ce type de modélisation. Une solution alternative consiste à paramétrer les propriétés effectives d'un milieu homogène équivalent, continu, et à employer des méthodes usuelles d'optimisation

topologique. Les premiers travaux en cours dans le cadre de cette thèse consistent ainsi en une mise en œuvre et une comparaison d'une technique de *layout optimization* et d'une technique SIMP.

- Enfin, qu'il s'agisse d'individualiser au maximum les composants, au moins de par leurs dimensions, ou au contraire de minimiser leur diversité dans un soucis de standardisation, la question des raccords/transitions entre motifs constituera une préoccupation centrale de nos travaux, aussi bien du point de vue de la fabrication que de celui de la modélisation de la structure.

En parallèle de cette thèse, nous comptons mettre en place dans le code Z-set notre méthode d'optimisation topologique en densité et en anisotropie [Ranaivomiarana et al., 2019], combinée aux méthodes de calcul haute performance développées à l'ONERA par Bovet *et al.* [Bovet et al., 2017]. Cet outil pourrait servir aussi bien nos travaux sur l'optimisation topologique en densité et anisotropie que nos travaux sur les structures architecturées. Dans ce second cas, on pourrait par exemple réaliser une optimisation SIMP d'une voilure complète, à l'image des travaux présentés dans [Aage et al., 2017] et utiliser cette solution comme référence de comparaison. Il serait aussi intéressant de renverser la perspective et d'évaluer dans quelle mesure l'optimisation à l'échelle d'une voilure complète pourrait être contrainte pour esquisser une structure architecturée interne et suggérer des formes de motifs de dimension caractéristique inférieure. Le processus de conception serait ainsi inversé. Plutôt que de dessiner la structure à partir de composants prédéfinis, l'optimisation à l'échelle globale guiderait la conception des composants et fournirait des spécifications pour le développement d'un procédé de fabrication *ad-hoc*.

## 5.4 Repenser les essais composites

Cet axe de recherche comporte pour moi deux volets, qui diffèrent essentiellement par l'échelle des pièces testées et des moyens mis en œuvre. Ainsi, le premier volet traite de caractérisation matériau alors que le second volet traite d'essais sur structures. Ces deux échelles de travail amènent certaines problématiques différentes, même si de nombreuses méthodes sont communes.

### 5.4.1 Conception d'essais innovants pour la caractérisation des composites

En matière de conception d'essais, l'optimisation des empilements combinées à des modèles de comportement avancés ouvre certaines possibilités, dans l'esprit de l'étude présentée en section 4.3.2 ou encore des travaux de Garulli *et al.* [Garulli et al., 2020].

J'ai évoqué en bilan du chapitre 4 notre collaboration avec l'université de Bristol, dans le cadre de la thèse de Tamas Rev. Cette collaboration, vise à étudier l'influence de l'épaisseur de la couche centrale orientée à 90° sur la résistance en compression sens fibre  $X_c$  identifiée pour des stratifiés à base de plis UD fins (environ 0,03 mm d'épaisseur) carbone / époxy TC33/K51. Les résultats expérimentaux montrent une décroissance de la résistance  $X_c$  avec l'augmentation du nombre de plis de la couche, de 1 à 4 plis. Cet effet d'épaisseur pourrait être lié à un phénomène structural à l'intérieur du stratifié, dans la mesure où le micro-flambement des fibres dépend du support offert par les plis adjacents et de l'orientation de ceux-ci. La fissuration transverse précoce de la couche à 90° pourrait elle aussi expliquer le phénomène, dans la mesure où la résistance transverse décroît quand l'épaisseur de couche augmente. Or, la rupture de la couche à 90° en compression engendre de multiples dommages dans les éprouvettes et il est impossible de statuer *post-mortem* sur la question. Les données expérimentales dont nous disposons ne permettent pas de discriminer ces deux hypothèses (qui pourraient être toutes deux valides). Compte tenu de la finesse du pli, il est en effet très difficile de détecter la fissuration transverse de la couche à 90° dans les instants qui précèdent sa rupture en sens fibre. Les observations sur des essais interrompus ne seront concluantes que si elles permettent de détecter des fissures, mais dans le cas contraire, le doute persistera quant-à l'éventuelle apparition de fissures entre l'instant d'observation et la rupture en

compression des fibres de la couche à 90°. Ainsi, la mise en œuvre de méthodes et moyens d'observation élaborés, à elle seule, n'est pas suffisante. Il est impératif de mieux anticiper, en amont, le choix des moyens et méthodes qui permettront de discriminer les différents scénarios envisagés. En l'occurrence, pour aller plus loin, on pourrait envisager de réaliser l'essai *in-situ*, directement dans un micro-tomographe, sous réserve que la résolution spatiale et temporelle des observations soit suffisante.

Le prolongement direct de ces travaux consisterait à étudier l'influence du taux de fissuration matricielle dans le pli sur sa rupture en sens fibre. Dans un esprit similaire, on pourrait développer de nouvelles éprouvettes de traction pour étudier la gamme des états de contraintes multiaxiaux réalisables correspondant à la première rupture de pli, et ce pour différents modes de rupture. Ce type d'études permettrait d'améliorer notre connaissance des enveloppes de premier endommagement pour les plis unidirectionnels et de discriminer certaines hypothèses de modélisation. La réussite de ces travaux repose à la fois sur l'optimisation des emplacements, une bonne maîtrise des modèles, mais aussi sur des techniques d'analyse expérimentales avancées pour s'assurer de la bonne correspondance entre les prévisions des modèles et l'évolution réelle de l'endommagement du matériau.

Un autre axe de recherche exploratoire, impliquant davantage d'optimisation topologique, pourrait traiter du dimensionnement et de l'usage des *compliant mechanisms* pour les essais mécaniques.

#### 5.4.2 La plateforme d'essais JERICHO

La plateforme d'essais JERICHO devrait voir le jour sur le site de l'ONERA de Palaiseau, à l'horizon 2023, grâce à un financement de la DGAC. Il s'agit d'une plateforme d'essais modulaire, dédiée aux essais sur des structures de formes complexes, représentatives de composants industriels (de plusieurs mètres de dimensions caractéristiques), sous des chargements multiaxiaux quasi-statiques ou de fatigue, avec plusieurs points d'introduction d'effort. Ces essais devront être instrumentés avec des moyens de mesure avancés, multiples et complémentaires, tels qu'un scanner 3D, des mesures de champs optiques et thermiques ou encore des systèmes de suivi acoustique. L'objectif est de dialoguer avec le jumeau numérique de l'essai, pour mesurer la géométrie réelle de la structure, contrôler les conditions aux limites de l'essai et l'introduction des efforts, ou encore identifier en temps réel, en cours d'essai, la bonne adéquation entre les prévisions des simulations et les mesures expérimentales (ou réciproquement, toute déviation entre les deux), voire piloter l'essai par le calcul. Le principe général de la plateforme JERICHO est illustré en figure 5.5. Ce moyen d'essais correspond à la fois aux besoins du DMAS pour la mécanique des solides et des structures et du DAAA pour les problématiques de structures déformables et d'aéroélasticité.

La plateforme JERICHO a vocation à mener des activités de recherche. La liste suivante énumère, de façon non exhaustive, les principaux axes de travail envisagés dans l'équipe.

- Valider, sur des structures représentatives de problématiques industrielles, des modèles matériaux et stratégies de calcul multiéchelle.
- Valider des concepts structuraux innovants (par exemple, des structures architecturées issues du projet STARAC).
- Mettre en place des méthodes hybrides essais / calculs destinées à la préparation et la réalisation d'essais de certification.
- Simuler la rigidité des structures adjacentes.
- Mesurer des déformées de voilure sous charge pour valider les méthodologies d'*aeroelastic tailoring* et préparer des essais en soufflerie.
- Tester et valider des dispositifs de morphing intégrés aux structures.

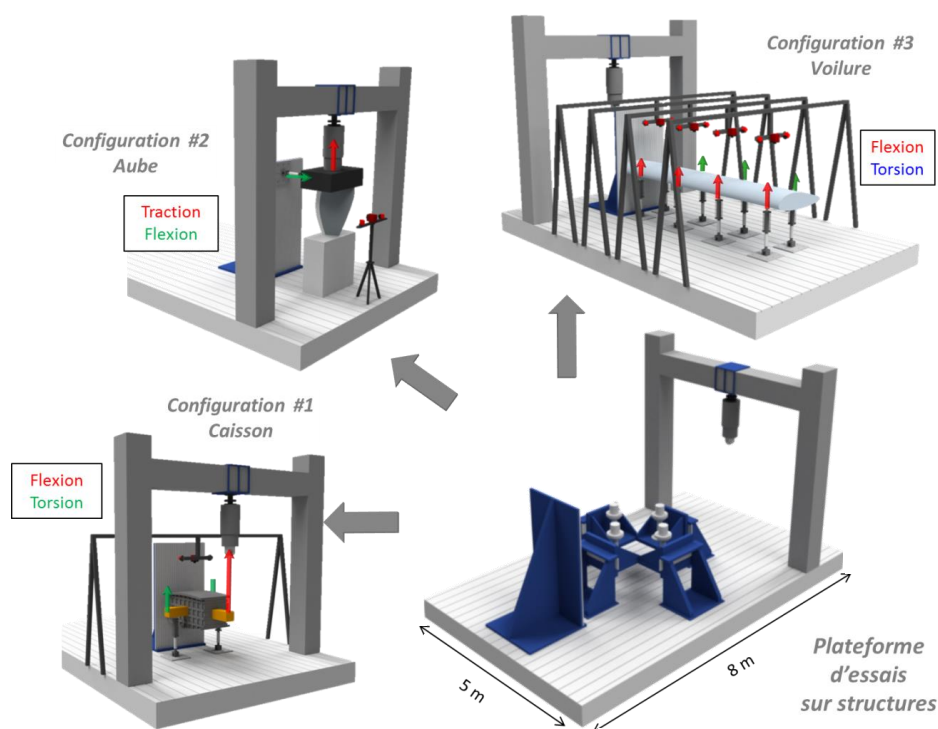


FIGURE 5.5 – Schéma de principe de la plateforme modulaire JERICHO. Illustration de différentes configurations d'essais envisagées.

## 5.5 Prenons un peu de recul

J'évoque dans cette section trois sujets qui me semblent susceptibles d'enrichir les approches présentées dans ce document, voire susceptibles de conduire à une refonte partielle ou complète de ces méthodes.

### 5.5.1 Étude du domaine faisable des *lamination parameters* et restitution déterministe des empilements

Je pilote depuis trois ans, sur financement ONERA, des travaux portant sur l'étude du domaine couplé entre propriétés de membrane, de flexion et de couplage pour les stratifiés, avec mes collègues François-Henri Leroy, Cédric Julien, Dimitri Bettebghor et Jean-Luc Akian. Nous avons abordé le problème sous le formalisme des *lamination parameters*. Notre ambition est double.

- D'une part, elle consiste à améliorer la connaissance des frontières du domaine faisable pour l'optimisation multiniveau des composites (voir section 3.4.1). Le domaine faisable correspond au domaine des valeurs réalisables par des stratifiés. Décrire de façon précise ces frontières est donc fondamental pour la cohérence des approches multiniveaux.
- D'autre part, il s'agit de repenser la restitution des stratifiés avec des méthodes déterministes.

La première phase de nos travaux a consisté à s'approprier les nombreux résultats disponibles dans la littérature, citons en particulier [Bloomfield et al., 2009; Diaconu et al., 2002; Grenestedt and Gudmundson, 1993; Setoodeh et al., 2006]. Toutefois ces résultats restent partiels, souvent approchés et n'offrent pas de solution générale au problème. Nous avons, en parallèle, commencé à explorer les possibilités offertes par le *machine learning* et, en particulier, les Machines à Vecteurs Supports (SVM) [Bettebghor et al., 2019]. Ces techniques de classification retournent des résultats prometteurs. Elles reposent toutefois sur un échantillonnage du domaine et la qualité de l'approximation de la frontière dépend de la qualité de l'échantillonnage à proximité de celle-ci. Or, échantillonner la frontière du domaine constitue un problème en soi, tout particulièrement en dimension 12. De plus, il est difficile de retranscrire la convexité du domaine par des SVM.



Nos travaux ont jusqu'ici abouti à une démonstration rigoureuse de la convexité du domaine dans le cas d'empilements constitués de plis d'épaisseur quelconque, sans restriction sur les orientations utilisées (c'est-à-dire pour les fonctions  $\theta(\bar{z})$  en escalier, classe de fonction qui englobe les fonctions étudiées dans [Picchi Scardaoni and Montemurro, 2021] de sorte que ces travaux ne sont pas en contradiction). Cette démonstration permet de construire de façon exacte tous les empilements situés sur le segment reliant dans l'espace des *lamination parameters* deux empilements connus. Nous avons aussi abouti à une description exacte des frontières des paramètres de couplage  $V_i^B = 1, \dots, 4$ . Enfin, nous avons mis en place une méthode d'échantillonnage de la surface du domaine, qui nous a déjà permis de réexaminer certaines des équations de frontière déjà publiées.

L'aspect le plus ambitieux et exploratoire de ces travaux consiste à développer un algorithme déterministe pour rechercher des empilements réalisant de façon exacte un jeu de *lamination parameters* prescrit, au moins pour certaines coupes du domaine (par exemple, pour des stratifiés découplés, orthotropes en membrane et en flexion dans les mêmes axes, quatre *lamination parameters* non nuls suffisent). En effet, le manque de répétabilité des algorithmes stochastique pénalise leur déploiement dans les bureaux d'études. Nos premiers travaux sur le sujet nous ont permis de mettre en place un algorithme prometteur. Les empilements auxquels nous aboutissons aujourd'hui sont irréalisables d'un point de vue technologique, car les épaisseurs de pli sont quelconques et souvent très faibles (sans même parler des règles métier). Toutefois, ces solutions pourraient servir de point de départ d'une recherche locale pour la restitution d'empilements réalisables, par exemple à base de plis ultrafins, voire combinant dans différents grammages un même système fibre / matrice.

### 5.5.2 Gestion des incertitudes pour l'identification de lois de comportement et le calcul de structures composites

L'analyse avancée du comportement des matériaux composites et la conception de structures composites conduisent nécessairement à un questionnement sur la gestion des incertitudes. Ce sujet est actuellement abordé dans l'équipe au travers du projet de recherche ONERA PRINCAST (PRise en compte des INcertitudes dans le CALcul de STRuctures), porté par Christian Fagiano. Ce projet a pour ambition principale d'intégrer dans le calcul de structure les incertitudes provenant des données d'entrée (matériau, fabrication, géométrie, mesures, chargement, etc.). Ces incertitudes peuvent correspondre à de la méconnaissance (absence de données spécifiques, incertitudes de mesure, etc.) ou à de la variabilité (dispersion des propriétés matériaux, tolérances géométriques, etc.). Les matériaux composites et métalliques présentent en effet une variabilité non négligeable, dont la caractérisation statistique est elle-même incertaine compte tenu du nombre limité de répétition des essais industriels. Il s'agit ainsi de modéliser au mieux les incertitudes, leurs corrélations héritées de la physique multiéchelle des matériaux, et d'estimer les valeurs extrêmes des grandeurs considérées. L'étape suivante consiste à propager ces incertitudes dans le calcul de structures, en s'adaptant aux codes disponibles et en maîtrisant les coûts de calcul, pour les hiérarchiser selon leur influence et tenter, enfin, de réduire les incertitudes les plus graves. Ce projet est structuré autour d'une collaboration étroite entre spécialistes de la mécanique des matériaux et des structures du DMAS et les spécialistes des méthodes de gestion des incertitudes au DTIS (Département Traitement de l'Information et Systèmes).

Dans ce contexte, je participe avec Jean-François Maire au DMAS, et Mathieu Balesdent et Loïc Brevault au DTIS, à l'encadrement de la thèse de Clément Labouffie, débutée en Octobre 2019 sous la direction de Rodolphe Le Riche, avec un cofinancement ONERA et Safran Tech. Ces travaux sont suivis chez Safran Tech par Sébastien Da Veiga. Cette thèse traite de l'identification de lois de comportement avancées dédiées aux composites avec prise en compte des incertitudes.

Les lois non-linéaires utilisées pour la modélisation du comportement, de l'endommagement et de la rupture des composites stratifiés sont le plus souvent identifiées de façon heuristique, par des experts, à partir des résultats d'essais. Les configurations d'essais sont généralement relativement simples, mais assez variées, par exemple, des essais de traction ou de compression uniaxiale sur des éprouvettes à  $\pm 45^\circ$ , ou sur des éprouvettes unidirectionnelles sollicitées dans

différentes directions par rapport aux axes d'orthotropie du matériau. Outre les essais monotones quasi-statiques, des essais de fluage sont employés pour étudier le comportement visqueux du matériau. Toutefois, si les configurations expérimentales sont variées, les répétitions d'essais sont, elles, peu nombreuses en raison du coût potentiellement très élevé des campagnes d'essais. En outre, ces campagnes sont souvent incomplètes. Enfin, certains aspects de la rupture progressive du stratifié échappent aux essais usuels sur éprouvettes lisses et ne peuvent être identifiés qu'en présence d'un gradient de contraintes (par exemple avec des plaques trouées).

Dans ce contexte, comment identifier au mieux la loi de comportement et retranscrire l'influence de la variabilité du matériau? Nos travaux s'orientent aujourd'hui vers la transposition pour la mécanique de méthodes à population et effets mixtes, qui trouvent leur origine dans le domaine de la pharmacométrie. Ces méthodes reposent sur l'hypothèse que les résultats expérimentaux obtenus sont autant de réalisations d'une distribution de probabilité sous-jacente. Appliquée à l'identification des propriétés d'un matériau, cette distribution décrit leur variabilité. Ce cadre méthodologique permet de décrire à la fois la distribution des propriétés, mais aussi les réalisations correspondant aux essais. Enfin, il reste possible de décrire d'autres sources d'incertitudes comme les bruits de mesure ou un biais de modèle, par exemple. Nos premiers travaux ont permis de démontrer le potentiel de la méthode pour décrire la variabilité observées sur une série de répétition d'essais de traction sur un composite à matrice céramique et identifier un modèle de comportement élastique endommageable uniaxial. Il s'agit maintenant de consolider ces travaux et progresser vers l'identification de lois de comportement beaucoup plus riches et complexes dédiées aux composites stratifiés. L'objectif à long terme consiste à propager les incertitudes ainsi identifiées au travers du calcul de structure pour quantifier leur influence sur les performances des structures, idéalement dès les phases de conception, ce qui pourrait conduire à remanier en profondeur les méthodes employées.

### 5.5.3 Optimisation des assemblages et hybridation des structures

Les assemblages, en particulier dans le cas des matériaux composites, affaiblissent significativement les structures. Or, il n'est généralement pas tenu compte des jonctions dans l'optimisation structurale. Compte tenu du faible niveau de détail géométrique des modèles employés pour le prédimensionnement, l'allègement des pièces conduit naturellement à amincir les zones courantes en exploitant au maximum la rigidité et la résistance conférées par le renfort fibreux. Pourtant les fibres sont coupées pour usiner les alésages. Ainsi, la prise en compte à posteriori des assemblages conduit à des surépaisseurs potentiellement importantes au niveau des jonctions ou à des choix technologiques complexes, comme l'introduction locale de feuilletts métalliques en remplacement de certains plis composites pour améliorer la tenue en matage. Dans tous les cas, la pénalité en masse est importante et le bilan de masse initial de la structure est remis en question, sans parler de la masse additionnelle des fixations elles-mêmes. Remarquons, en outre, que l'optimisation en flambement de panneaux de rigidité variable conduit le plus souvent à rigidifier les bords dans la direction de la charge. Or, ces bords correspondent typiquement aux zones d'assemblage.

J'envisage deux principaux axes d'études pour pallier ce manque de cohérence dans le dimensionnement. Le premier axe consiste à prendre en compte l'assemblage dans l'optimisation par le biais d'analyses multiniveaux. Le modèle global de la structure permet d'évaluer les flux d'efforts au niveau de zones de jonction prédéfinies entre les pièces. Cette information pourrait être utilisée pour alimenter des modèles plus détaillés de l'assemblage, analytiques, EF ou sous la forme de métamodèles identifiés à partir d'essais virtuels. Dans le cas de simulations EF détaillées des assemblages, différentes méthodes numériques sont envisageables pour assurer le dialogue entre la simulation locale et la simulation globale. On pourrait ainsi exploiter dans l'optimisation des variables et des critères associées à des modèles locaux et un modèle global afin d'optimiser simultanément zones courantes et assemblages. Ceci permettrait d'estimer le nombre de fixations nécessaires, leur disposition et améliorer l'estimation de la masse totale de la structure.

La seconde piste, complémentaire, consiste à tenter d'optimiser l'assemblage lui-même. Quelques

travaux ont déjà été publiées concernant l'étude spécifiques des trajectoires optimales de fibres autour d'un trou [Huang and Haftka, 2005], d'une fixation [Li et al., 2002] ou dans une chape [Legrand et al., 2006]. Ces travaux traitent toutefois le plus souvent d'une couche unique, avec une modélisation peu détaillée du composite et sans introduire de contraintes liées aux procédés d'élaboration. On pourrait enrichir ces approches en intégrant une description plus avancée de la tenue du matériau, pour des jonctions complexes comportant plusieurs fixations, et adapter l'optimisation pour des procédés de placement de fibre ou d'impression 3D composite à fibre continue, par exemple. Ces résultats pourraient, par exemple, servir à la conception de préformes préfabriquées pour les zones de jonction, à insérer dans les pièces stratifiés au moment de leur drapage. On pourrait de la sorte optimiser localement les zones d'assemblage et fabriquer des structures pré-percées pour éviter d'usiner les alésages et couper les fibres. Ce faisant, on transférerait une partie de la difficulté du dimensionnement vers la liaison entre la préforme et la zone courante, et une autre vers la conception et la réalisation de la préforme elle-même. La fabrication de la structure, elle serait grandement simplifiée en évitant les opérations d'usinage, complexes et coûteuses. Ce type de raisonnement conduit naturellement à imaginer des structures hybrides, combinant plusieurs matériaux (on pense par exemple aux composite hybrides titane-CFRP [Camanho et al., 2009]), même si ce type de solution engendre souvent des coûts importants. La fabrication additive des composites thermoplastiques pourrait toutefois ouvrir des perspectives intéressantes en la matière, en combinant plusieurs procédés de fabrication pour une même pièce, comme l'impression 3D de renforcement locaux sur un grand panneau réalisé par placement de fibres. Remarquons enfin que toutes les méthodes d'optimisation multiniveau des stratifiés présentées dans ce document sont pensées pour des stratifiés à base de plis identiques. La perspective de stratifiés hybrides suppose de repenser ces méthodes en profondeur (c'est par exemple une possibilité offerte par le procédé QSP et encore inexploitée dans nos travaux).

## 5.6 Bibliographie du chapitre

- Aage, N., Andreassen, E., Lazarov, B. S., and Sigmund, O. (2017). Giga-voxel computational morphogenesis for structural design. *Nature*, 550(7674) :84–86. [103](#)
- Balesdent, M., Bérend, N., Dépincé, P., and Chriette, A. (2012). A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 45(5) :619–642. [102](#)
- Bettebghor, D., Irisarri, F.-X., and Breitkopf, P. (2019). Machines à vecteurs supports pour l'approximation de contraintes de couplage en optimisation composite. In *14e colloque national en calcul des structures*, Giens, Var, France. [105](#)
- Blondeau, C., Irisarri, F., Leroy, F., and Salah El Din, I. (2012). A bi-level high fidelity aero-structural integrated design methodology - a focus on the structural sizing process. In *RAeS 3rd Aircraft Structural Design Conference*, Delft, The Netherlands. [96](#)
- Bloomfield, M. W., Diaconu, C. G., and Weaver, P. M. (2009). On feasible regions of lamination parameters for lay-up optimization of laminated composites. *Proceedings of the Royal Society A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 465(2104) :1123–1143. [105](#)
- Bovet, C., Parret-Fréaud, A., Spillane, N., and Gosselet, P. (2017). Adaptive multipreconditioned FETI : Scalability results and robustness assessment. *Computers & Structures*, 193 :1–20. [103](#)
- Camanho, P., Fink, A., Obst, A., and Pimenta, S. (2009). Hybrid titanium–CFRP laminates for high-performance bolted joints. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 40(12) :1826–1837. [108](#)
- Cheung, K. C. and Gershenfeld, N. (2013). Reversibly Assembled Cellular Composite Materials. *Science*, 341(6151) :1219–1221. [101](#)

- Coniglio, S., Morlier, J., Gogu, C., and Amargier, R. (2019). Generalized Geometry Projection : A Unified Approach for Geometric Feature Based Topology Optimization. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 98
- Cramer, N. B., Cellucci, D. W., Formoso, O. B., Gregg, C. E., Jenett, B. E., Kim, J. H., Lendraitis, M., Swei, S. S., Trinh, G. T., Trinh, K. V., and Cheung, K. C. (2019). Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly. *Smart Materials and Structures*, 28(5) :055006. 101
- Diaconu, C. G., Sato, M., and Sekine, H. (2002). Feasible Region in General Design Space of Lamination Parameters for Laminated Composites. *AIAA Journal*, 40(3) :559–565. 105
- Fairclough, H. E. (2019). *Layout Optimization of Structures : Novel Methods and Applications*. PhD thesis, University of Sheffield. 102
- Fleck, N. A., Deshpande, V. S., and Ashby, M. F. (2010). Micro-architected materials : past, present and future. *Proceedings of the Royal Society A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 466(2121) :2495–2516. 101
- Garulli, T., Catapano, A., Fanteria, D., Jumel, J., and Martin, E. (2020). Design and finite element assessment of fully uncoupled multi-directional layouts for delamination tests. *Journal of Composite Materials*, 54(6) :773–790. 103
- Goutaudier, D., Gendre, D., and Kehr-Candille, V. (2018). Real-time impact identification technique using modal superposition. In *9th European Workshop on Structural Health Monitoring*, page 12, Manchester, United Kingdom. 102
- Grenestedt, J. and Gudmundson, P. (1993). Layup Optimization of Composite Material Structures. In *Optimal Design with Advanced Materials*, pages 311–336. Elsevier. 105
- Huang, J. and Haftka, R. (2005). Optimization of fiber orientations near a hole for increased load-carrying capacity of composite laminates. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 30(5) :335–341. 108
- Iltchev, A., Marcadon, V., Kruch, S., and Forest, S. (2015). Computational homogenisation of periodic cellular materials : Application to structural modelling. *International Journal of Mechanical Sciences*, 93 :240–255. 102
- Jenett, B., Calisch, S., Cellucci, D., Cramer, N., Gershenfeld, N., Swei, S., and Cheung, K. C. (2017). Digital Morphing Wing : Active Wing Shaping Concept Using Composite Lattice-Based Cellular Structures. *Soft Robotics*, 4(1) :33–48. 101
- Legrand, X., Kelly, D., Crosky, A., and Crépin, D. (2006). Optimisation of fibre steering in composite laminates using a genetic algorithm. *Composite Structures*, 75(1-4) :524–531. 108
- Leroy, F.-H., Irisarri, F.-X., and Blondeau, C. (2013). Métamodélisation de problèmes multimodaux-application au flambement de panneaux raidis composites dans un processus MDO. In *11e colloque national en calcul des structures*, Giens, France. 96
- Li, R., Kelly, D., and Crosky, A. (2002). Strength improvement by fibre steering around a pin loaded hole. *Composite Structures*, 57(1) :377–383. 108
- Merino, J., Patzelt, A., Steinacher, A., Windisch, M., Heinrich, G., Forster, R., and Bauer, C. (2017). Ariane 6 – Tanks & structures for the new european launcher. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2017*, Munich, Germany. 98
- Picchi Scardaoni, M. and Montemurro, M. (2021). Convex or non-convex? On the nature of the feasible domain of laminates. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 85 :104112. 106

- Ranaivomiarana, N., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., and Desmorat, B. (2019). Concurrent optimization of material spatial distribution and material anisotropy repartition for two-dimensional structures. *Continuum Mechanics and Thermodynamics*, 31(1) :133–146. [102](#), [103](#)
- Schaedler, T. A. and Carter, W. B. (2016). Architected Cellular Materials. *Annual Review of Materials Research*, 46(1) :187–210. [101](#)
- Setoodeh, S., Abdalla, M., and Gurdal, Z. (2006). Approximate Feasible Regions for Lamination Parameters. In *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. [105](#)
- Svanberg, K. (1987). The method of moving asymptotes — a new method for structural optimization. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 24(2) :359–373. [99](#)

## Annexe A

# Annexe. Synthèse des activités de recherche et d'enseignement

### A.1 Curriculum vitae

#### François-Xavier Irisarri

Maître de recherche ONERA

Né le 20 février 1981

Nationalité française

Tél : 01 46 73 45 20

BP72 - 29, avenue de la Division Leclerc

FR-92322 Châtillon Cedex

francois-xavier.irisarri@onera.fr

- 
- Depuis 2017. **Ingénieur de recherche ONERA, Département Matériaux et Structures (DMAS)**.  
Équipe Modélisation et Caractérisation des Matériaux Composites (MC<sup>2</sup>).
  - 2009 - 2016. **Ingénieur de recherche ONERA, Département Matériaux et Structures Composites (DMSC)**. Équipe Modélisation des Structures Composites (MSC).
  - 2010 (6 mois). **Détachement à l'Université Technologique de Delft**, Pays-Bas, faculté d'ingénierie aérospatiale. Groupe des Structures Aérospatiales (Prof. Z. Gürdal).
  - 2005 - 2009. **Doctorat en Génie Mécanique, Université Paul Sabatier, Toulouse III**. Thèse effectuée à l'ONERA. Stratégies de calcul pour l'optimisation multiobjectif des structures composites.  
Thèse soutenue le 23/01/2009.  
Financement ONERA.
  - 2007 (3 mois). **Visiteur à l'Université Fédérale d'Uberlândia**, Minas Gerais, Brésil, dans l'équipe du Prof. D. Alves-Rade. Méthodes pour l'optimisation robuste et le transport d'incertitudes.
  - 2004 - 2005. **Master de recherche en Génie Mécanique. Pôle Midi-Pyrénées**.
  - 2005 (6 mois) **Stage de Master, ONERA**. Simulation du comportement et des dégradations des assemblages boulonnés dans les structures composites (PEA Americo).
  - 2001 - 2005. **Formation ingénieur ISAE-ENSICA** (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace), Toulouse.
  - 2003 - 2004. **Année de césure en entreprise, Snecma Propulsion Solide**, Le Haillan. Avant-projet de la liaison intersegment du MPS2 (projet de structure composite pour les moteurs à propergol solide d'Ariane V).

## A.2 Participation et responsabilité de projets

Je ne liste dans cette section que des projets pluriannuels en cours de réalisation ou achevés. Mes activités dans le cadre de ces projets, ou d'autres études plus ponctuelles financées sur fonds propres ONERA ou sur contrats, m'ont amené à contribuer à la rédaction de 61 rapports techniques non publiés.

- ONERA : STARAC (Structures Architecturées Actives pour les aéronefs). Responsable projet.
- ONERA : INCEPTION (INstrumentation intégrée des Composites Pour leur inspecTION et surveillance santé). Contributeur.
- ONERA : PRINCAST (Prise en compte des incertitudes dans le calcul des structures). Contributeur.
- UE-H2020 : SOLIFLY (Semi-SOLID-state LI-ion batteries FunctionALLY integrated in composite structures for next generation hybrid electric airliner). Contributeur.
- UE-H2020 : EFESTO (European Flexible hEat Shields : advanced TPS design and tests for future in-Orbit demonstration). Contributeur.
- CNES/ONERA : PIC RLV (Programme d'Intérêt Commun entre le CNES et l'ONERA dédié aux lanceurs réutilisables). Contributeur.
- Safran : PRI MACAO (Partenariat Recherche Industrie entre l'ONERA et Safran - Modélisation à l'échelle du matériau des Composites à matrice Organique). Contributeur.
- DGAC : PRC MecaComp (Projet de Recherche Concerté avec le groupe Safran, portant sur la modélisation et le dimensionnement des structures composites). Contributeur.
- CNES/ONERA : PIC XComp (Programme d'Intérêt Commun entre le CNES et l'ONERA dédié au développement d'une stratégie de conception optimale des structures composites de lanceurs spatiaux). Contributeur.
- UE-FP7 : CANAL (CreAting NonconventionAl Laminates). Responsable ONERA.
- ANR CARNOT : COPIC (COncception de Pièces composites Innovantes et Concurrentielles, en collaboration avec le CETIM). Contributeur.
- FUI 12 : COMPANIS 3D (Conception et Fabrication Optimisées de Pièces Anisotropes en Matériaux Composites à Structures Textiles 3D). Responsable ONERA.
- ANR CARNOT : Conception Inversée des structures composites. Responsable ONERA.
- DGAC : PRC Composites (Projet de Recherche Concerté avec le groupe Safran, portant sur la modélisation des matériaux composites tissés 3D). Contributeur.
- ONERA : PRF TSD (Projet de Recherche Fédérateur sur la Transition Statique / Dynamique dans les Structures Composites ». Responsable de lot.
- DGAC : NECST-2 (New Environmental Compliant Solutions for Transportation, Phase 2, porté par Airbus). Contributeur.
- Région Midi-Pyrénées : CIPRES (Conception et Industrialisation de Pièces RTM pour l'Environnement Spatial). Contributeur.

## A.3 Rayonnement scientifique

### A.3.1 Évaluation de publications pour des journaux à comité de lecture

J'ai une activité d'évaluation régulière, de l'ordre de 5 à 6 articles par an, pour un total d'une cinquantaine d'articles, principalement pour les revues suivantes.

- Advances in Mechanical Engineering (SAGE).
- AIAA Journal (AIAA).
- Composites Part B (Elsevier).
- Composites Science and Technology (Elsevier).
- Composite Structures (Elsevier).
- Engineering Optimization (Taylor & Francis).
- Engineering with Computers (Springer).
- International Journal of Damage Mechanics (SAGE).
- Journal of Composite Materials (SAGE).
- Journal of Reinforced Plastics and Composites (SAGE).
- Structural and Multidisciplinary Optimization (Springer).

### A.3.2 Activités d'expertise scientifique

En 2020, j'ai fait partie du panel d'experts sollicité par l'EREA pour la rédaction d'une feuille de route technique et scientifique dans le cadre de l'étude intitulée *EREA Vision Study – The Future of Aviation in 2050*.

Par ailleurs, j'ai réalisé trois expertises de projets pour les organismes suivants.

- CEFIPRA (Centre Franco-Indien pour la Promotion de la Recherche Avancée).
- ANR MATETPRO (programme Matériaux et Procédés).
- IDEX PIA2 (Initiative d'Excellence, Programme d'Investissement d'Avenir 2).

### A.3.3 Participation à la vie scientifique

Depuis novembre 2017, je contribue à l'animation de la thématique scientifique "Mécanique structurale, conception et optimisation de structures" au sein du Conseil Scientifique du département DMAS de l'ONERA.

Par ailleurs, mes activités et collaborations m'ont amenées à participer à l'organisation des quelques séminaires.

- Participation à l'organisation de la session "Aeronautics : Multiscale Modeling for Behavioral Predictions " au JEC World 2017.
- Participation au comité d'organisation de la Journée Scientifique et Technique de l'AMAC (Association pour les matériaux Composites) du 5 novembre 2014 "Transition statique / dynamique dans les matériaux et structures composites" à l'ONERA Châtillon.
- Participation au comité d'organisation de la journée d'étude "Optimisation des composites" organisée par la SIA (Société des Ingénieurs de l'Automobile) à l'IRT System X, Palaiseau, le 12 février 2014.
- Participation au comité scientifique et d'organisation de la Journée Scientifique et Technique de l'AMAC du 18 novembre 2013 "Assemblages des structures composites : technologies, comportement et tenue en service" à l'I2M (Institut de Mécanique et d'Ingénierie de Bordeaux).
- Organisation de mini-séminaires ONERA avec un invité extérieur (Z. Gürdal en 2010, T. Macquart en 2017, C. Gogu 2017, R. Le Riche en 2018, J.-L. Bouvard en 2019).



### A.3.4 Participation à des jurys de Master et de Doctorat

J'ai participé, en tant qu'examinateur, aux deux jurys de Master of Science suivants.

- **D. M. J. Peeters.** The Design and Optimization of Manufacturable Variable Thickness and Stiffness Laminates. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 11 December 2012.
- **Y. Meddaikar.** Composite Optimization using a Modified Shepard's Method and Stacking Sequence Tables With application to aeroelastic tailoring. Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 22 October 2013.

Outre 4 jurys auxquels j'ai participé en tant qu'encadrant des travaux, j'ai participé en tant qu'examinateur à un jury de thèse de doctorat.

- **M. I. Izzi.** Multi-scale optimisation of thin-walled composite structures integrating a global-local modelling strategy. Thèse d'HESAM Université, soutenue le 07 mai 2021.

## A.4 Activités d'enseignement et d'encadrement

### A.4.1 Activités pédagogiques

En parallèle de mes activités d'ingénieur de recherche à l'ONERA, j'interviens en tant qu'enseignant vacataire à l'EPF et l'ISAE-SUPAERO pour des étudiants en 4<sup>e</sup> ou 5<sup>e</sup> année d'école d'ingénieur.

- Je dispense depuis l'année scolaire 2012 - 2013, un module de 18 h dédié aux "Matériaux Composites", dans le cadre de la majeure "Aéronautique et Espace" de l'EPF. Proposé en tant qu'enseignement optionnel de 5<sup>e</sup> année jusqu'en 2018, ce cours est désormais proposé en tronc commun et en eux langues aux élèves de 4<sup>e</sup> année. 30 à 40 élèves suivent ce module chaque année en français. M. Hirsekorn assure la version anglaise du cours pour un groupe de taille comparable. Le cours vise, d'une part, à présenter de façon générale les matériaux composites et leurs domaines d'application et, d'autre part, à détailler les outils de base nécessaires au dimensionnement de structures composites (élasticité linéaire anisotrope, méthodes de changement d'échelles, critères de rupture). Les élèves sont invités en Travaux Dirigés (TD) à implémenter dans Matlab et mettre en œuvre la théorie classique des stratifiés.
- Depuis l'année scolaire 2015 - 2016, je donne à l'ISAE-SUPAERO un cours d'une heure intitulé "Introduction à l'optimisation des structures composites" accompagné de 3 h de TD d'introduction à l'optimisation structurale sous MSC NASTRAN SOL 200 pour une quinzaine d'étudiant de 5<sup>e</sup> année.
- Depuis l'année scolaire 2019 - 2020, j'encadre avec J. Rannou un module intitulé "Allègement des structures par les matériaux composites" dans le cadre de la majeure "Structures et Matériaux" de l'EPF. Suivi par 15 à 20 étudiants de 5<sup>e</sup> année, cet enseignement prend la forme d'un projet et se déroule sur 12 h de TD.

J'ai par ailleurs participé à diverses actions de formation continue destinées à des ingénieurs déjà en activité.

- J'ai participé entre 2010 et 2014 à 6 sessions de la formation de 3 jours intitulée "Performances statiques et dynamiques des structures composites" du Collège de Polytechnique, dont une session donnée sur site, chez Ratier-Figeac en octobre 2010. Ces sessions ont réuni entre 4 et 12 participants. La formation avait pour ambition de délivrer un panorama général de l'usage des matériaux composites et des méthodes de calcul et de dimensionnement correspondantes, en particulier dans le domaine l'aéronautique.
- J'ai monté en 2012 au Collège de Polytechnique une formation de 2 jours dédiée à l'optimisation des structures composites intitulée "Conception optimale des structures composites", dont une session a été donnée en 2013 pour 4 participants.
- En prestation pour Altair France, j'ai monté en 2016 une formation de 3 jours intitulée "Introduction à la théorie des composites". Cette formation abordait les différents aspects nécessaires à la compréhension des spécificités du calcul de structures composites. Cette formation a été donnée en juillet 2016 pour 4 participants.

### A.4.2 Encadrement

J'ai co-encadré 5 stages de fin d'étude ingénieur et 1 stage de Master 1 à l'ONERA. En outre, j'ai suivi 10 stages de fin d'étude en tant que tuteur pédagogique pour l'EPF. Je participe également à l'encadrement de l'apprentissage d'Arthur Séchaud, en Licence professionnelle, sur la thématique de l'impression 3D de pièces composites à fibres continues.

J'ai co-encadré 5 thèses soutenues.

- **A. Hurmane.** Analyse de la tenue de structures composites tissées 3D sous sollicitation de compression au travers d'un dialogue fin essai / calcul. Thèse co-encadrée avec F. Laurin (ONERA) et S. Leclercq (Safran Landing Systems). Directeur de thèse M. Benzeggagh (UTC). Thèse soutenue le 19 juin 2015.
- **Alexis Lasseigne.** Conception de pièces composites par optimisation locale du matériau intégrant le couplage aéro / structure. Thèse co-encadrée à l'ONERA avec G. Delattre. Directeur de thèse R. Le Riche (EMSE). Thèse soutenue le 26 avril 2016.
- **R. Mounien.** Analyse expérimentale et modélisation du comportement et de la tenue au matage de structures composites tissées 3D. Thèse co-encadrée avec C. Fagiano (ONERA) et S. Leclercq (Safran Landing Systems). Directeur de thèse N. Carrère (ENSTA Bretagne). Thèse soutenue le 13 juillet 2017.
- **N. Ranaivomiarana.** Optimisation topologique de structures aéronautiques composites. Thèse co-encadrée avec D. Bettebghor (ONERA) et A. Chiappini (Stelia Aerospace). Directeur de thèse B. Desmorat (Sorbonne Université). Thèse soutenue le 18 mars 2019.
- **C. Garcia.** Modélisation multiaxiale de l'endommagement et de la rupture des matériaux composites tissés 3D appliquée aux chapes ceinturées. Thèse co-encadrée avec A. Hurmane et F. Laurin (ONERA) et S. Leclercq (Safran Landing Systems). Directeur de thèse R. Desmorat (ENS Paris-Saclay). Thèse soutenue le 10 octobre 2019.

Je participe actuellement à l'encadrement de 4 thèses en cours.

- **F. Savine.** Développement d'une méthode d'optimisation pour la conception optimale de structures raidies composites de lanceurs. Thèse co-encadrée avec C. Julien (ONERA), et Y. Guerin (CNES). Directeur de thèse A. Vincenti (Sorbonne Université). 2018 -2021
- **C. Laboulfie.** Gestion des incertitudes pour l'identification d'une loi de comportement composite. Thèse co-encadrée avec J.-F. Maire, M. Balesdent et L. Brevault (ONERA), et S. Da Veiga (Safran Tech). Directeur de thèse R. Le Riche (EMSE). 2019 -2022
- **L. Vertonghen.** Optimisation topologique de structures composites avec prise en compte de la rupture et du flambement. Thèse co-encadrée avec D. Bettebghor (ONERA) et A. Chiappini (Stelia Aerospace). Directeur de thèse B. Desmorat (Sorbonne Université). 2019 -2022
- **E. Stragiotti.** Conception optimale de structures architecturées en matériaux composites. Thèse co-encadrée avec C. Julien (ONERA). Directeur de thèse J. Morlier (ISAE-SUPAERO). 2020 -2023

Par ailleurs, en 2016 et 2017, j'ai pu accueillir à deux reprises à l'ONERA T. Macquart, alors post-doctorant à l'Université de Bristol, grâce à une bourse de type "International Exchanges" de la Royal Society sur le sujet du développement de méthodes d'optimisation pour les structures composites réalisées par patches.

Enfin, j'ai accueilli T. Rev à deux reprises à l'ONERA, en 2019 et 2020, pendant son doctorat à l'université de Bristol, sous la direction de M. Wisnom. Durant ces séjours, nous avons pu travailler à l'étude de la rupture en compression des stratifiés à plis ultra-fins, avec F. Laurin, P. Paulmier et A. Mavel à l'ONERA. Ces travaux ont jusqu'ici donné lieu à une communication à la conférence ICCM22.

## A.5 Synthèse des publications

### A.5.1 Articles publiés dans des revues à comité de lecture

- A 1 Savine F., Irisarri F.-X., Julien C., Vincenti A., Guerin Y. (2021). A component-based method for the optimization of stiffener layout on large cylindrical rib-stiffened shell structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64 : 1843–1861.
- A 2 Irisarri, F.-X., Julien, C., Bettebghor, D., Lavelle, F., Guerin, Y., Mathis, K. (2021). A general optimization strategy for composite sandwich structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 63, :3027–3044.
- A 3 Garcia, C., Hurmane, A., Irisarri, F.-X., Laurin, F., Leclercq, S., Desmorat, R. (2021). Experimental analysis and damage modeling of the shear-out failure mode of a 3D woven composite lug. *Composite Structures*, 261 :113522.
- A 4 Peeters, D.M. J., Irisarri, F.-X., Groenendijk, C., Růžek, R. (2019). Optimal design, manufacturing and testing of non-conventional laminates. *Composite Structures*, 210 :29–40.
- A 5 Irisarri, F., Macquart, T., Julien, C., Espinassou, D. (2019). A novel design method for the fast and cost-effective manufacture of composite parts employing the Quilted Stratum Process. *Composites Part B : Engineering*, 158 :364–372.
- A 6 Portemont, G., Berthe, J., Deudon, A., Irisarri, F.-X. (2018). Static and dynamic bearing failure of carbon/epoxy composite joints. *Composite Structures*, 204 :131–141.
- A 7 Laurin, F., Paulmier, P., Irisarri, F.-X. (2018). Determination of the longitudinal compressive strength of a CFRP ply through a tensile test on a laminate. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 113 :209–219.
- A 8 Ranaivomiarana, N., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., Desmorat, B. (2018). Optimal orthotropy and density distribution of two-dimensional structures. *Mathematics and Mechanics of Complex Systems*, 6(4) :293–305
- A 9 Ranaivomiarana, N., Irisarri, F.-X., Bettebghor, D., Desmorat, B. (2019). Concurrent optimization of material spatial distribution and material anisotropy repartition for two-dimensional structures. *Continuum Mechanics and Thermodynamics*, 31(1) :133–146.
- A 10 Mounien, R., Fagiano, C., Paulmier, P., Tranquart, B., Irisarri, F.-X. (2017). Experimental characterization of the bearing behavior of 3d woven composites. *Composites Part B : Engineering*, 116 :369–376.
- A 11 Meddaikar, Y.M., Irisarri, F.-X., Abdalla, M.M. (2017). Laminate optimization of blended composite structures using a modified Shepard's method and stacking sequence tables. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 55(2) :535–546.
- A 12 Irisarri, F.-X., Peeters, D. M., Abdalla, M.M. (2016). Optimisation of ply drop order in variable stiffness laminates. *Composite Structures*, 152 :791–799.
- A 13 Hurmane A., Irisarri F.-X., Laurin F., Leclercq S., Benzeggagh M. (2016). Analyse de la tenue d'éprouvettes trouées composites tissées 3D sous sollicitations de compression au moyen d'un dialogue essais/calculs. *Matériaux & Techniques*, 104(4) :403.
- A 14 Irisarri F.-X., Rannou J., Paulmier P., Chantrait T., Vandellos T. (2015). Impacts faibles énergies et compressions sur panneaux raidis stratifiés. *Revue des composites et des matériaux avancés*, 25(2) :225–247.
- A 15 Doitrand, A., Fagiano, C., Irisarri, F.-X., Hirsekorn, M. (2015). Comparison between voxel and consistent meso-scale models of woven composites. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 73 :143–154.
- A 16 Irisarri, F.-X., Lasseigne, A., Leroy, F.-H., Le Riche, R. (2014). Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables. *Composite Structures*, 107 :559–569.

- A 17 Irisarri, F.-X., Laurin, F., Carrere, N., Maire, J.-F. (2012). Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates – Part I : Refined Finite Element modelling of single-fastener joints. *Composite Structures*, 94(8) :2269–2277.
- A 18 Irisarri, F.-X., Laurin, F., Carrere, N., Maire, J.-F. (2012). Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates – Part II : Failure prediction of an industrial junction. *Composite Structures*, 94(8) :2278–2284.
- A 19 Irisarri, F.-X., Abdalla, M. M., Gürdal, Z. (2011). Improved Shepard's Method for the Optimization of Composite Structures. *AIAA Journal*, 49(12) :2726–2736.
- A 20 Irisarri, F.-X., Laurin, F., Leroy, F.-H., Maire, J.-F. (2011). Computational strategy for multiobjective optimization of composite stiffened panels. *Composite Structures*, 93(3) :1158–1167.
- A 21 Irisarri, F.-X., Bassir, D. H., Carrere, N., Maire, J.-F. (2009). Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures. *Composites Science and Technology*, 69(7-8) :983–990.
- A 22 Bassir, D. H., Irisarri, F. X., Maire, J. F., Carrere, N. (2008). Incorporating industrial constraints for multiobjective optimization of composite laminates using a GA. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, 2(2) :101–106.

### A.5.2 Contribution à un ouvrage collectif

- B 1 Irisarri, F.-X., Laurin, F., Carrere, N. (2011). 6 - Strength prediction of bolted joints in carbon fibre reinforced polymer (CFRP) composites. In Camanho, P. and Tong, L., editors, *Composite Joints and Connections*, Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering, pages 208–244. Woodhead Publishing.

### A.5.3 Conférences nationales et internationales avec actes

- C 1 N. Fabbiane, F.-X. Irisarri, A. Lepage, *Passive alleviation of static and dynamic loads via aeroelastic tailoring of a composite wing*. ISFA 2020, International Symposium on Flutter and its Application, Paris, France, 12-14 May 2020.
- C 2 C. Julien, F.-X. Irisarri, H. Perron, *Optimisation de structures composites orthotropes au moyen des lamination parameters*. CSMA 2019, 14<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 13-17 mai 2019.
- C 3 D. Bettebghor, F.-X. Irisarri, P. Breikopf, *Machine à Vecteurs Supports pour l'approximation de contraintes de couplage en optimisation composite*. CSMA 2019, 14<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 13-17 mai 2019.
- C 4 C. Garcia, A. Hurmane, F.-X. Irisarri, F. Laurin, S. Leclercq, R. Desmorat, *Experimental analysis of the failure of a 3D woven composite belted lug*, ECCM18, 18<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials, Athens, Greece, 24-28, June 2018
- C 5 C. Garcia, F. Laurin, A. Hurmane, F.-X. Irisarri, S. Leclercq, R. Desmorat, *Identification des modules de cisaillement hors-plan pour l'étude de chapes ceinturées tissées 3D*, Comptes Rendus des JNC 20, Ecole des Ponts ParisTech, 28-30 juin 2017.
- C 6 F. Laurin, P. Paulmier, F.-X. Irisarri, *Détermination de la résistance de compression longitudinale d'un pli UD Carbone / Époxy à partir d'un essai de traction sur stratifié*, Comptes Rendus des JNC 20, Ecole des Ponts ParisTech, 28-30 juin 2017.
- C 7 N. Ranaivomiarana, F.-X. Irisarri, D. Bettebghor, B. Desmorat, *Simultaneous topology optimization of material density and anisotropy*, WCSMO12, 12<sup>th</sup> World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Braunschweig, Germany, 5-9 June 2017.
- C 8 N. Ranaivomiarana, F.-X. Irisarri, D. Bettebghor, B. Desmorat, *Vers une optimisation simultanée de la topologie et de l'anisotropie d'une structure*. CSMA 2017, 13<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 15-19 mai 2017.

- C 9 C. Julien, F-X. Irisarri, D. Bettebghor, F. Lavelle, K. Mathis, *Une stratégie générale d'optimisation de structures composites. Application aux matériaux sandwich*. CSMA 2017, 13<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 15-19 mai 2017.
- C 10 J. P. Berro, F-X. Irisarri, K. Thorol Pierre, H. Shakourzadeh, *Optimisation multi-échelle des structures à matériaux composites tissés 2D/3D*. CSMA 2017, 13<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 15-19 mai 2017.
- C 11 D. M. J. Peeters, F-X. Irisarri, M. M. Abdalla, *Optimising the ply dropping order in variable stiffness, variable thickness laminates using stacking sequence tables*. ECCM17, 17th European Conference on Composite Materials Munich, Germany, 26-30 June 2016.
- C 12 F-X. Irisarri, C. Julien, D. Espinassou, D. Bettebghor, *Optimal design of variable thickness composite structures made by patches using stacking sequence tables*. ICCM20, 20th International Conference on Composite Materials, Copenhagen, 19-24 July 2015.
- C 13 R. Mounien, F-X. Irisarri, C. Fagiano, B. Tranquart, N.Carrere, *Experimental characterization of bearing behaviour of 3D woven composites*. ICCM20, 20th International Conference on Composite Materials, Copenhagen, 19-24 July 2015.
- C 14 F-X. Irisarri, C. Julien, D. Espinassou, D. Bettebghor, *Optimisation en raideur et résistance d'une structure composite industrielle d'épaisseur variable*. Comptes Rendus des JNC 19, Lyon, 29, 30 juin et 01 juillet 2015.
- C 15 R. Mounien, F-X. Irisarri, C. Fagiano, B. Tranquart, N.Carrere, *Caractérisation expérimentale du comportement en matage de composites tissés 3D*. Comptes Rendus des JNC 19, Lyon, 29, 30 juin et 01 juillet 2015.
- C 16 Hurmane, F-X. Irisarri, F. Laurin, S. Leclercq, M. Benzeggagh, *Analyse de la tenue de plaques trouées composites tissées interlocks sous sollicitations de compression au moyen d'un dialogue essais / calculs*. Comptes Rendus des JNC 19, Lyon, 29, 30 juin et 01 juillet 2015.
- C 17 J.-P. Berro, F-X. Irisarri, K. Thorol Pierre. *Développement d'une méthode d'optimisation des structures composites tissées*. Comptes Rendus des JNC 19, Lyon, 29, 30 juin et 01 juillet 2015.
- C 18 Y. M. Meddaikar, F-X. Irisarri, M. M. Abdalla, *Blended Composite Optimization combining Stacking Sequence Tables and a Modified Shepard's Method*. WCSMO11, 11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Sydney Australia, 7-12 June 2015.
- C 19 F-X. Irisarri, T. Vandellos, P. Paulmier, F. Laurin, *Experiments and modeling of clamping effects on the bearing strength of mechanically fastened joint in CFRP laminates*. ECCM16, 16th European Conference on Composite Materials, Seville, Spain, 22-26 June 2014.
- C 20 Hurmane, F-X. Irisarri, F. Laurin, S. Leclercq, M. Benzeggagh, *Strength analysis of woven interlock composites subjected to compressive loading : experiments and simulations*. ECCM16, 16th European Conference on Composite Materials, Seville, Spain, 22-26 June 2014.
- C 21 F-X. Irisarri, A. Lasseigne, F-H. Leroy, R. Le Riche, *Optimisation des empilements dans les structures composites stratifiées avec arrêts de plis*. Comptes Rendus des JNC 18, Nantes, 12-14 juin 2013.
- C 22 A. Lasseigne, F-X. Irisarri, R. Le Riche, *Conception de structures composites par optimisation locale du matériau*. Comptes Rendus des JNC 18, Nantes, 12-14 juin 2013 (poster).
- C 23 Hurmane, F-X. Irisarri, F. Laurin, S. Leclercq, M. Benzeggagh, *Analyse de la tenue de structures composites tissées interlocks sous sollicitations de compression au travers d'un dialogue fin essai / calcul*. Comptes Rendus des JNC 18, Nantes, 12-14 juin 2013.
- C 24 Batti, K. Thorol Pierre, F-X. Irisarri, C. Fagiano, *Comparaison essais/calculs pour la prévision du comportement mécanique d'un composite tissé 3D à matrice organique*. Comptes Rendus des JNC 18, Nantes, 12-14 juin 2013.
- C 25 Lasseigne, F-X. Irisarri, R. Le Riche, *Optimal design of a composite structure relevant to laminate design guidelines*. ICCM19, 19th International Conference on Composite Materials, Montréal, Canada, 28 July - 2 August 2013.

- C 26 F.-X. Irisarri, A. Lasseigne, F.-H. Leroy, *Stacking sequence tables for laminate blending optimization*. ICCM19, 19th International Conference on Composite Materials, Montréal, Canada, 28 July - 2 August 2013.
- C 27 F.-H. Leroy, F.-X. Irisarri, C. Blondeau, *Métamodélisation de problèmes multimodaux - application au flambement de panneaux raidis composites dans un processus MDO*. CSMA 2013, 11<sup>e</sup> Colloque National en Calcul des Structures, Giens, 13-17 mai 2013.
- C 28 Blondeau, F.-X. Irisarri, F.-H. Leroy, I. Salah El Din, *A Bi-Level High Fidelity Aero-Structural Integrated Design Methodology - A Focus on the Structural Sizing Process*. RAeS 3rd Aircraft Structural Design Conference, Delft, The Netherlands, 9-11 October 2012.
- C 29 F.-X. Irisarri, M.M. Abdalla, Z. Gürdal, *An improved Shepard's method for the optimization of composites structures*. ICCS16, 16th International Conference on Composite Structures, Porto, Portugal, 28-30 June, 2011.
- C 30 F.-X. Irisarri, M.M. Abdalla, Z. Gürdal, *Une adaptation originale de la méthode de Shepard pour l'optimisation de stratifiés à fibres droites*. Comptes Rendus des JNC 17, Poitiers, 15-17 juin 2011.
- C 31 F.-X. Irisarri, F. Laurin, F.-H. Leroy, J.-F. Maire, *Computational strategy for multiobjective optimisation of a composite stiffened panel*. 3rd International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications, 21-23 June 2010, Paris, France.
- C 32 F.-X. Irisarri, N. Carrère, F. Laurin, J.-F. Maire, *Analyse multiéchelles et multiniveaux des structures composites boulonnées*. Comptes Rendus des JNC 16, Toulouse, 10-12 juin 2009.
- C 33 F.-H. Leroy, F.-X. Irisarri, F. Laurin, *Dimensionnement et justification des structures composites : vers une optimisation des campagnes de simulation*. CSMA 2009, 9<sup>e</sup> Colloque National en Calcul de Structures, Giens, 25-29 mai 2009.
- C 34 F.-X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrère, J.-F. Maire, *Progressive damage and strength of bolted joints in composite structures*. ECCM 13, 13th European Conference on Composite Materials, Stockholm, Sweden, 2-5 June 2008.
- C 35 N. Carrere, F. Laurin, F.-X. Irisarri, C. Huchette, J.-F. Maire, *Simulation du comportement et de la ruine de structures composites à fort gradient*. CFM 2007, 18<sup>e</sup> Congrès Français de Mécanique, Grenoble, 27-31 août 2007.
- C 36 F.-X. Irisarri, J.-F. Maire, *Stratégie d'optimisation multiobjectif des séquences d'empilement pour les structures composites*. Comptes Rendus des JNC 15, Marseille, 6-8 juin 2007 (poster).
- C 37 F.-X. Irisarri, N. Carrère, J.-F. Maire, *Simulation du comportement des assemblages boulonnés dans les structures composites*. Comptes Rendus des JNC 15, Marseille, 6-8 juin 2007.
- C 38 F.-X. Irisarri, D.H. Bassir, N. Carrère, J.-F. Maire, *Multiobjective stacking sequence optimization strategy for laminated composite structures*. 1st International Conference on Multidisciplinary Design Optimization and Applications, Besançon, France, 17-20 April 2007.
- C 39 F.-X. Irisarri, N. Carrère, J.-F. Maire, *Simulating the mechanical behavior and damage processes of bolted joints in composite structures*. ECCM12, 12th European Conference on Composite Materials, Biarritz, France, 29th August - 1st September 2006.

#### A.5.4 Autres conférences et séminaires sans actes

- D 1 F. Savine, F.X. Irisarri, C. Julien, A. Vincenti, Y. Guerin, *Optimal Rib-stiffener Placement via a Component-Based Optimization Method*. WCCM-ECCOMAS 2020, 14th World Congress in Computational Mechanics, Virtual Congress 11-15 January 2020.
- D 2 T. Rev, F. Laurin, F.-X. Irisarri, M. R. Wisnom, *A novel test method to induce bi-axial stress states in thin-ply carbon composites under combined longitudinal compression and transverse tension*. ICCM22, 22nd International Conference on Composite Materials, Melbourne, Australia, 11-18 August 2019.

- D 3 F.-X. Irisarri, H. Perron, C. Julien, *On the parametrization of orthotropic laminates to optimize composite structures*. ICCM22, 22nd International Conference on Composite Materials, Melbourne, Australia, 11-18 August 2019.
- D 4 C. Julien, D. Bettebghor, F. Lavelle, Y. Guerin, K. Mathis, F.-X. Irisarri. *A general optimization strategy for composite sandwich structure*. EUCASS 2019, 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Madrid, Spain, 1-4 July 2019.
- D 5 D. Guillon, D. Espinassou, F.-X. Irisarri, C. Julien, J. Lebon, *QSD - Optimization software for design to cost*. JEC Asia 2018, Seoul, Korea, 14-16 November 2018.
- D 6 D. Espinassou, D. Guillon, F.-X. Irisarri, C. Julien, J. Lebon, *QSD - Optimal design of thermoplastic composite Quilted Stratum Process manufactured parts*. NAFEMS 2018 France Conference, Paris, France, 14-15 November 2018,.
- D 7 D. Guillon, D. Espinassou, F.-X. Irisarri, *Tailored preform composite molding process oriented optimization methodology*. ITHEC 2018, 4th International Conference and Exhibition on Thermoplastic Composites, Bremen, Germany, 30–31 October 2018.
- D 8 D. Espinassou, D. Guillon, F.-X. Irisarri, C. Julien, J. Lebon, *QSD - Optimization software for preform tailoring*. ATC 2018, Altair Technology Conference, Paris, France, 16-18 October 2018.
- D 9 F.-X. Irisarri, C. Julien, T. Macquart, D. Espinassou, *Optimal design of thermoplastic composite Quilted Stratum Process manufactured parts*. WCCM13, 13th World Congress in Computational Mechanics, New-York, USA, 22-27 July 2018.
- D 10 N. Ranaivomiarana, F.-X. Irisarri, B. Desmorat, *Concurrent Optimization of Topology and distributed transverse isotropy for 3D structures*. WCCM13, 13th World Congress in Computational Mechanics, New-York, USA, 22-27 July 2018.
- D 11 T. Macquart, F.-X. Irisarri, *A Novel Design and Optimisation Tool for the Composite Quilted Stratum Process*. ECCM6, 6th European Conference on Computational Mechanics, Glasgow, UK, 11-15 June 2018.
- D 12 N. Ranaivomiarana, F.-X. Irisarri, B. Desmorat, *Simultaneous optimization of density and anisotropy distribution for three dimensional structures*. ECCM6, 6th European Conference on Computational Mechanics, Glasgow, UK, 11-15 June 2018.
- D 13 C. Julien, F.-X. Irisarri, D. Bettebghor, F. Lavelle, K. Mathis, *An optimization strategy for variable-thickness sandwich composite structures*. WCSMO12, 12th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Braunschweig, Germany, 5-9 June 2017.
- D 14 D. Espinassou, F.-X. Irisarri, C. Julien, *Optimisation multi niveaux de pièces composites thermoplastiques fabriquées par le procédé QSP*, Séminaire NAFEMS France, Optimisation par la Simulation, Paris, 30 mai 2017.
- D 15 D. Guillon, F.-X. Irisarri, *QSD : Un outil d'optimisation technico-économique prenant en compte le procédé de formage*. JEC Conférences. Le dimensionnement des composites thermoplastiques avec présence de défauts, École normale supérieure Paris-Saclay, 18 mai 2017.
- D 16 F.-X. Irisarri, C. Julien, D. Bettebghor, N Ranaivomiarana, *Optimal design of composite structures*. Composites in action with Cetim, JEC World 2017, Paris, 14-16 mai 2017.
- D 17 F. Laurin, P. Paulmier, F.-X. Irisarri, *Determination of the longitudinal compressive strength through a tensile test on a laminate*. COMPTTEST 2017, 8th International Conference on Composite Testing and Model Identification, Leuven, Belgium, 5-7 April 2017.
- D 18 F. Laurin, F.-X. Irisarri, C. Fagiano, *How can non-linear simulations allow the emergence of innovative composite solutions in aeronautical industries ?*. Aeronautics : adapting to the CFRP part production ramp-up, JEC World 2016, Paris, 8-10 mai 2016.
- D 19 F.-X. Irisarri, *Introduction to the optimal design of composite structures*, ONERA Châtillon ESR training course, AMEDEO, 9 octobre 2015.



- D 20 R. Le Riche, A. Lasseigne, F.-X. Irisarri, *Discrete stochastic optimization with continuous auxiliary variables*. University of Dortmund, March the 11th 2015.
- D 21 F.-X. Irisarri, J. Rannou, P. Paulmier, T. Chantrait, T. Vandellos, *Impacts faibles énergies et compressions sur panneaux raidis stratifiés : essais et analyses*. JST de l'AMAC, Transition statique / dynamique dans les matériaux et structures composites, ONERA Châtillon, 5 novembre 2014.
- D 22 F.-X. Irisarri, C. Julien, F.-H. Leroy, *Combined stacking sequence table and thickness optimization for laminate composite structures*. WCCM11, 11th World Congress on Computational Mechanics, Barcelone, 20-25 July 2014.
- D 23 F.-X. Irisarri, R. Le Riche, *Multiscale composite optimization with design guidelines*. SIA workshop Optimisation des composites, Palaiseau IRT SystemX, 12 February 2014.
- D 24 D. Espinassou, A. Lemaçon, C. Fagiano, F.-X. Irisarri, L. Rota, *Conception d'un triangle de suspension composite : procédés et optimisation*. SIA workshop Optimisation des composites, Palaiseau IRT SystemX, 12 February 2014.
- D 25 D.H. Bassir, F.-X. Irisarri, J.-F. Maire, N. Carrère, *Strategy for handling industrial constraints of laminated composite structures with genetic algorithm*. International Workshop : Advancements in Design Optimization of Materials, Structures and Mechanical Systems, Xian, China, 17-20 December 2007.
- D 26 D.H. Bassir, F.-X. Irisarri, J.-F. Maire, N. Carrère, *Multicriteria optimisation. Application to laminated composite structures subjected to industrial constraints*. International Symposium on Composites and Aircraft Materials, Agadir, Morocco, 22-24 May 2007.
- D 27 D.H. Bassir, J.-F. Maire, F.-X. Irisarri, *Multicriteria optimization of laminated composite structures subjected to industrial constraints*. WCCM 7, 7th World Congress on Computational Mechanics, Los Angeles, California, 16-22 July 2006.
- D 28 F.-X. Irisarri, N. Carrère, J.-F. Maire, *Analyse du comportement des assemblages mécaniques dans les structures composites*, Mecamat, Ecole de mécanique des matériaux, Approches multi-échelles en mécanique des matériaux, Aussois, 22-27 janvier 2006 (poster).



## **Le matériau composite dans la structure : objet d'étude et variable de conception**

Les travaux de recherche présentés dans ce mémoire concernent le développement de méthodes de conception optimale, spécialisées pour les structures composites, et destinées à être transférées à l'industrie. Ces méthodes sont déclinées pour différentes classes de matériaux et procédés d'élaboration composite : stratifiés conventionnels, Quilted Stratum Process, placement de fibres, sandwichs et composites tissés 3D. Le matériau fait d'abord l'objet d'une analyse expérimentale et numérique détaillée dans le contexte des assemblages par fixations mécaniques. Le composite est ensuite considéré comme une variable de conception pour l'optimisation structurale. Les travaux présentés abordent successivement l'optimisation combinatoire des empilements dans le cadre d'une démarche mult niveau, avec prise en compte de règles métier, et l'optimisation topologique de la forme des structures composites. Ces méthodes sont mises en œuvre et discutées sur plusieurs cas de démonstration issus de projets collaboratifs. On revient enfin sur l'analyse expérimentale en montrant le potentiel de l'optimisation des stratifiés pour repenser certains essais de caractérisation des composites.

### **Mots-clés :**

OPTIMISATION STRUCTURE ; COMPOSITE STRATIFIE ; COMPOSITE TISSE ; ASSEMBLAGE ; MATAGE

## **The composite material in the structure : object of study and design variable**

The research work presented in this thesis concerns the development of optimal design methods, specialised for composite structures, and intended to be transferred to industry. These methods are applied to different classes of materials and composite production processes: conventional laminates, Quilted Stratum Process, fibre placement, sandwiches and 3D woven composites. The material is first the subject of a detailed experimental and numerical analysis in the context of mechanically fastened joints. The composite is then considered as a design variable for structural optimisation. The work presented successively addresses the combinatorial optimisation of stacking sequences within the framework of a multilevel approach, taking into account design guidelines, and the topological optimisation of the shape of composite structures. These methods are implemented and discussed on several demonstration cases from collaborative projects. Finally, we return to the experimental analysis by showing the potential of laminate optimisation to redesign some characterisation tests for composites.

### **Keywords :**

STRUCTURAL OPTIMIZATION ; LAMINATED COMPOSITE ; WOVEN COMPOSITE ; JOINT ; BEARING STRENGTH